تصميم الصواريخ الموجهة البسيطة

تأليف

المهندس عبد الرحمن

الإهداء :

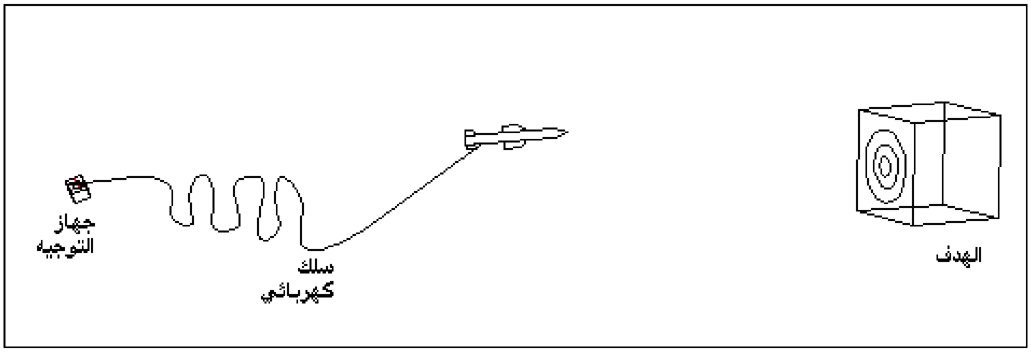
إلى المجاهدين عامة وإلى دولة العراق الإسلامية خاصة

مقدمة الكتاب

الهدف من هذا الكتاب هو توضيح أسس تصميم الصواريخ الموجهة البسيطة ، والتي تعتبر الخطوة الأولى في تصميم الصواريخ الموجهة الحقيقية .

وسوف نحاول قدر الإمكان الاعتماد على أبسط الإمكانات الصناعية .

وسوف نضع تصميم لصاروخ موجه بسيط، كما في الشكل التالي



وهو صاروخ بطيء ، يقوم شخص بتوجيهه فوق وتحت ويمين ويسار، من أجل اصابة هدف ثابت أو بطيء .

ونظام الوحدات المستخدم في هذا الكتاب هو نظام الوحدات العالمي (SI) ، والزوايا بوحدة rad .

وقد بسطت هذا الكتاب بحيث لا يلزم قارؤه أي معلومات مسبقة في الهندسة ، بل يكفي أن يعرف مبادئ الرياضيات العامة ، لكن إن كان مهندس (خصوصا مهندس طيران أو ميكانيك) فهذا يسهل عليه فهم الكتاب.

الوحدة الأولى فيها بعض المقدمات والمواضيع المتفرقة .

والوحدة الثانية تتحدث عن محرك الدسر ذو الوقود الصلب .

والوحدة الثالثة تتحدث عن تصميم هيكل الصاروخ وجناحه وجنيحاته .

والوحدة الرابعة عبارة عن مراجعة لبعض مواضيع هندسة التحكم التي تهمنا في الوحدة التي تليها ، ومن أراد قراءة هذا الكتاب فلا بد له من قراءة هذه الوحدة ،سواء كان يعرف موضوع هندسة التحكم أم لا .

والوحدة الخامسة تتحدث عن استقرارية الصاروخ وطرق زيادتها وتتحدث أيضا عن توجيه الصاروخ ، وهي أطول وأهم وحدة.

والوحدتين الرابعة والخامسة تعتمدان على برنامج Matlab[1] ، لذا لا بد من توفره عند من يقرأ الكتاب ، وقد شرحت ما يهمنا من هذا البرنامج .

1 بغض النظر عن النسخة

الفهرس

الوحدة الأولى

مقدمة

الوحدة الثانية

محرك الدسر

الوحدة الثالثة

تصميم الهيكل والجناح والجنيحات

الوحدة الرابعة

مراجعة في هندسة التحكم

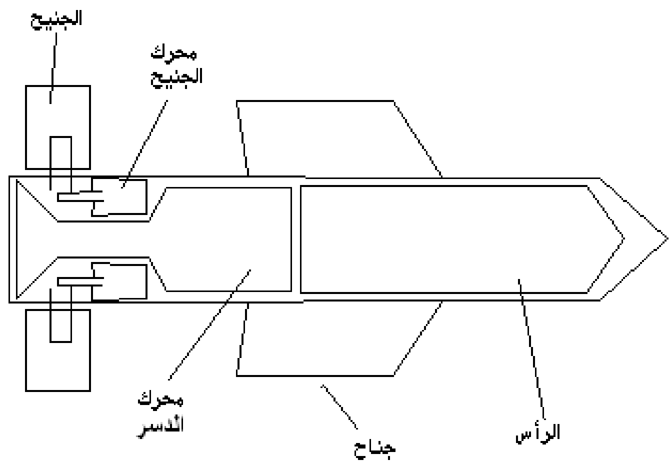
الوحدة الخامسة

استقرارية وتوجيه الصاروخ

الوحدة الأولى

مقدمة

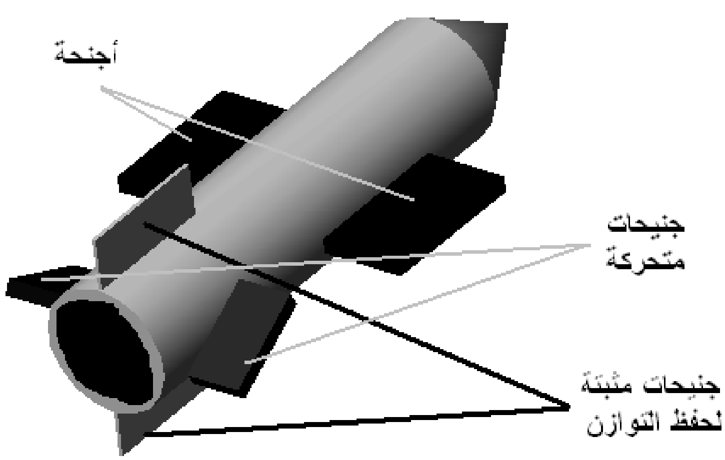
مكونات الصاروخ الموجه:



الشكل(1)

1 – الأجنحة: وهي مثبتة بجسم الصاروخ (وعددها 2 في نموذجنا)

2 – الجنيحات : وهي قابلة للدوران حول محورها (وعددها 2 في نموذجنا)، بالاضافة إلى جنيحين ثابتين من أجل التوازن الأفقي



الشكل(2)

3 – محركات الجنيحات : وهي كهربائية في نموذجنا وكل محرك متصل بجنيح ويقوم بفتل الجنيح حول محوره .

والهدف من هذه المكونات الثلاثة (الاجنحة والجنيحات و محركات الجنيحات) هو تغيير مسار الصاروخ

4 – مقياس التسارع(accelorameter) ومقياس الزاوية(الجايروسكوب) : وهي متصلة كهربائيا مع محرك الجنيحات من أجل زيادة استقرارية الصاروخ وزيادة سرعة استجابته للأوامر

وهذه المكونات الأربعة تشكل ما يعرف بالطيار الأوتوماتيكي (autopilot)

أما المكونات 3 و 4 تشكل ما يعرف بجهاز التحكم

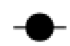
5 – محرك الدسر : وهو في نموذجنا محرك صاروخ ذو وقود صلب.

6 – الرأس : أي الرأس الحربي .

7 – الهيكل الخارجي: الهدف الرئيسي منه هو مقاومة الاجهادات الحاصلة عند دوران الصاروخ وهو غير موضح في الشكل(1) بصورة كاملة

8 – جهاز التوجيه : ويرسل الشخص الموجه أوامره إلى الصاروخ بواسطته

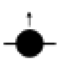
معنى بعض الأشكال والكلمات(فوق و تحت وانفتال الصاروخ)

الشكل  : معناه مؤخرة الصاروخ

انفتال الصاروخ : هو دورانه حول محوره الطولي

 **انفتال باتجاه اليمين**

 **انفتال باتجاه اليسار**

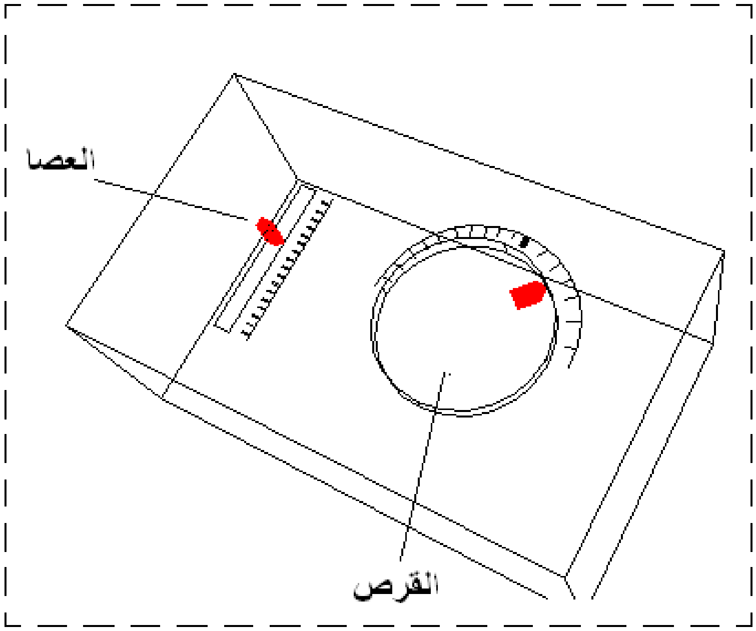
فوق : أي فوق بالنسبة لمحاور الصاروخ أي  إذا كان أفقيا و  إذا كان منفتلا

تحت : عكس الوضع السابق

جهاز التوجيه

ويسمى أيضا **عصا التوجيه**[1]

[1] المفروض أن نسميها عصا التحكم لكن فضلنا أن نستخدم كلمة **التوجيه** لتعبير عن الأوامر المرسلة من الشخص الموجه ، وكلمة **التحكم** للتعبير عن عمل محرك الجنيحات و أجهزة قياس الزاوية والتسارع



الشكل(3)

وهو يتكون من

العصا: وتستخدم لإرسال أوامر فوق وتحت

القرص: ويستخدم لأرسال أوامر انفتال الصاروخ حول محوره الطولي

مراحل الطيران في نموذجنا :

المرحلة الأولى (مرحلة الاطلاق) : حيث يقوم محرك الدسر بايصال الصاروخ إلى السرعة القصوى ، دون أي تدخل من الموجه أو جهاز التحكم ، ومدتها 2-3 ثانية

المرحلة الثانية (مرحلة التوجيه) : وتبدأ بعد انتهاء مرحلة الاطلاق (بعد توقف محرك الدسر) ، وفيها يتم اصدار أوامر التوجيه

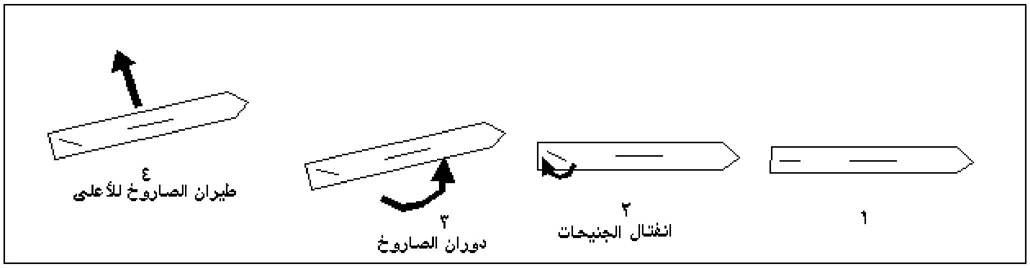
آلية عمل الصاروخ الموجه في نموذجنا

يتم الاطلاق نحو الهدف، ثم بعد احتراق كامل الوقود(حوالي 2-3 ثانية) يأتي دور الشخص الموجه الذي يتابع الصاروخ والهدف و عندما يلاحظ خطأ في مسار الصاروخ أو تحرك الهدف أو هبوط الصاروخ بفعل الجاذبية يقوم بتحريك عصا التوجيه بالصورة المناسبة، مما يرسل اشارة كهربائية عبر السلك الكهربائي إلى جهاز التحكم[1] ، الذي يقوم بدوره بفتل الجنيحات بالصورة المناسبة ، مما يغير مسار الصاروخ إلى الوضع المطلوب .

---

[1] **جهاز التحكم** هو محرك الجنيحات و أجهزة قياس الزاوية والتسارع ، أما **جهاز التوجيه** فهو عصا التوجيه

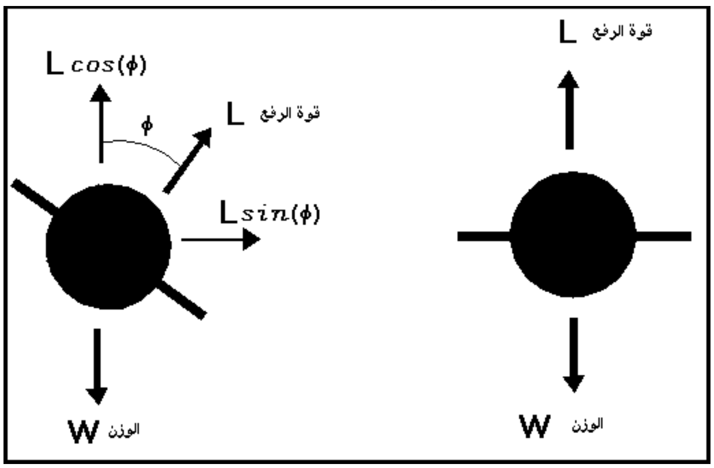
مثلا عندما يصل الأمر فوق إلى جهاز التحكم يقوم جهاز التحكم بفتل الجنيحات الخلفية فيدور الصاروخ ثم يعمل دفع الهواء على رفعه إلى الأعلى



الشكل(4)

كيف يتحرك الصاروخ جانبيا

نقوم بفتل الصاروخ حول محوره الطولي ثم (إن لزم) نعطيه الأمر فوق

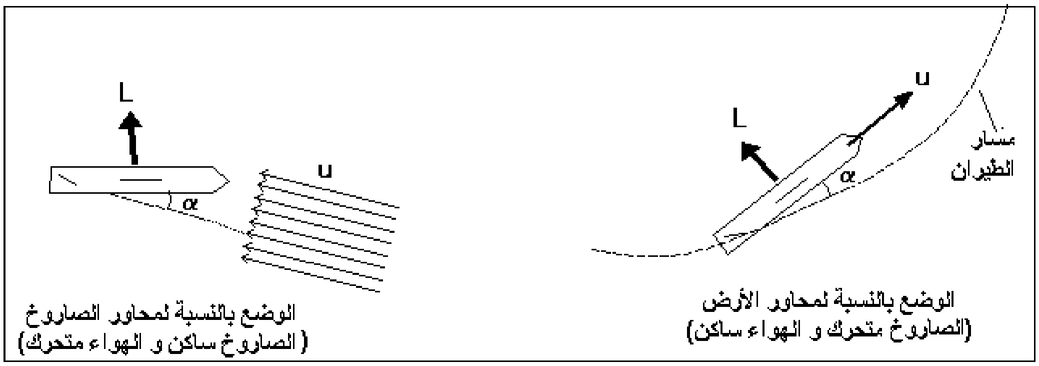


الشكل(5)

نلاحظ أنه عند فتل الصاروخ حول محوره الطولي ؛ تنشأ عندنا مركبة سينية لقوة الرفع $L\sin(f)$ تقوم بتحريكه جانبياً

قوة الرفع L

وهي قوة ينشؤها الهواء المتحرك على الأجنحة(وكذلك على جسم الصاروخ) عندما توجد زاوية بين الصاروخ و اتجاه الهواء



الشكل(6)

وتعطى بالعلاقة

$$L = C_{la}\, a\, Q\, S$$
$$Q = \tfrac{1}{2}\, r\, U^2$$

حيث

L : قوة الرفع

a : زاوية ميل الصاروخ عن مسار الطيران (بوحدة rad)

U : سرعة الصاروخ

S : مساحة جناحي الصاروخ

C_{la} : معامل الرفع

معامل الرفع C_{la}

و العلم المهتم بدراسته يسمى Aerodynamics

وتحسب قيمة معامل الرفع من:

1 – علاقات نظرية(تقريبية عادة)

2 – التجارب والعلاقات التجريبية

3 – برامج حاسوب : ومنها نظرية ومنها ما يجمع بين النظرية و التجارب

قوة المقاومة D

وهي قوة هوائية تعمل على إعاقة حركة الصاروخ (تباطؤه)

وهي قسمان D_0 و D_a

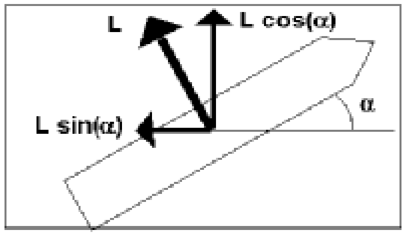
D_0 : وسببها الرئيسي هو الاحتكاك بين الصاروخ والهواء و تعطى بالعلاقة

$$D_a = C_{Do}\, Q\, A$$

حيث C_{Do} هو معامل المقاومة الصفري وتقدر قيمته من النظريات والتجارب وبرامج الحاسوب

A : مساحة مرجعية(مساحة سطح الصاروخ مثلا)

D_a : وتتشأمن قوة الرفع كما في الشكل



الشكل(7)

$$D_a = L\sin(a) \approx La$$
$$D = D_0 + D_a$$

التصميم

التصميم له عدة مراحل وهي

1 – التصميم الأولي : وهو التصميم المعتمد على المعادلات البسيطة لاختيار أفضل تصميم يحقق المتطلبات ، ويستعمل فيه الحاسوب لاجراء عملية التجريب ، و قد يجري فيه بعض التعديل على المتطلبات

2 – التصميم المتقدم : ويتم بعد اعتماد تصميم أولي ، حيث تجرى عليه التعديلات بناء على اختبارات حقيقية و حاسوبية

وفي هذا الكتاب سوف نهتم بالتصميم الأولي

متطلبات التصميم

عند وضع تصميم لصاروخ لا بد أن نوازن بين المتطلبات التالية

1. <u>السرعة القصوى U</u>

<u>ميزات ارتفاع قيمتها:</u>

a. تحسين القدرة على المناورة والالتفاف وملاحقة الهدف

b. تقليل مساحة الجناح ووزنه

c. زيادة المدى

سيئات ارتفاع قيمتها:

a. التسارع المحوري الأقصى a_{max} سيكون كبير مما قد يحطم الأجهزة، أو زمن مرحلة الاطلاق والمسافة المقطوعة فيه سيكونان كبيرين، مما يعني زيادة زمن ومسافة الطيران دون توجيه ، واحتمال انقلاب الصاروخ (لأن جهاز التوازن مصمم للسرعة الثابتة U وليس لسرعة متغيرة)

b. صعوبة التوجيه البشري للصاروخ

c. قد لا يناسب التوجيه السلكي خصوصا إن كان المدى كبير.

2. **أقصى تسارع عامودي** f_{max}

كلما كان أكبر كلما كانت قدرة الصاروخ على المناورة والالتفاف والملاحقة أكبر ، لكن سيكون الاجهاد على جسم الصاروخ أكبر وبالتالي نحتاج إلى هيكل أقوى وأثقل ،

3. **أقصى تسارع محوري** a_{max}

زيادته قد تحطم أجهزة وجسم الصاروخ ، لكن تفيد في تقليل زمن مرحلة الاطلاق والمسافة المقطوعة فيها.

4. **طول الصاروخ l وكتلته m**

5. **متطلبات أخرى**

مثال 1

في هذا الكتاب سنشرح طريقة التصميم للصاروخ ، مستعينين بمثال واحد ، ولتكن له المتطلبات التالية :

الوزن الكلي حوالي 10 kg

الطول الكلي l حوالي 1 m

السرعة القصوى U أقل من 150 m/s وأكبر من 50m/s

أقصى تسارع عامودي f_{max} 2g[1]

أقصى تسارع محوري a_{max} لا يزيد عن 3g

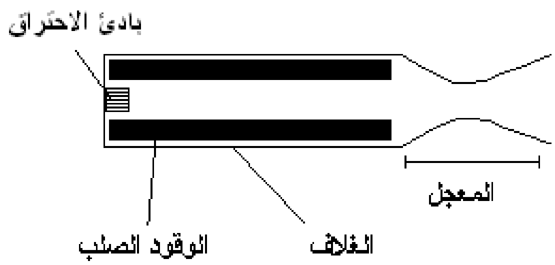
ثم سنقوم في كل وحدة بتطبيق طريقة التصميم المشروحة فيها تبعا لهذه المتطلبات ، مع جواز التعديل على المتطلبات نفسها إن احتجنا ذلك.

1 أي ضعفي تسارع الجاذبية الأرضية (g=9.8m/s2)

الوحدة الثانية

محرك الدسر

وهو محرك الصاروخ الموجه ، وهو في نموذجنا ذو وقود صلب



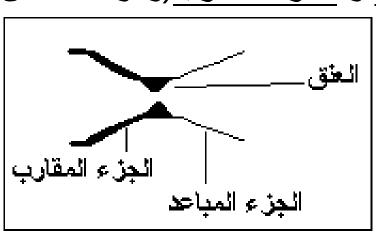
الشكل(1)

يحترق الوقود الموجود داخل المحرك و يتحول إلى غاز عالي الضغط P_c ثم يخرج من المعجل الذي يقوم بتسريعه إلى السرعة V_e، وبسبب رد الفعل ينطلق الصاروخ بالسرعة u

أجزاء المحرك (الشكل(1)):

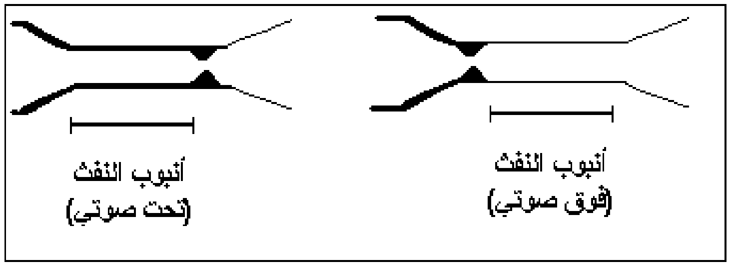
1 – الغلاف : وهو ماسورة (أنبوب) ذات سمك كافي لتحمل الضغط و الحرارة، مقدمتها إما كروية أو مسطحة سميكة(كما في الشكل(1)) ، ويسمى أيضا غرفة الاحتراق

2 – المعجل : يسرع الغاز الخارج و يتكون من : العنق و يجب أن يتحمل الحرارة و الحت ، و الجزء المباعد و الجزء المقارب(وهو أسمك من المباعد)



الشكل(2)

وعادة في الصواريخ الموجهة هناك جزء رابع اسمه أنبوب النفث



الشكل(3)

الهدف منه هو :

أ – تقريب المحرك من منتصف الصاروخ حتى لا يؤثر نفاد الوقود على موقع مركز الكتلة[1]

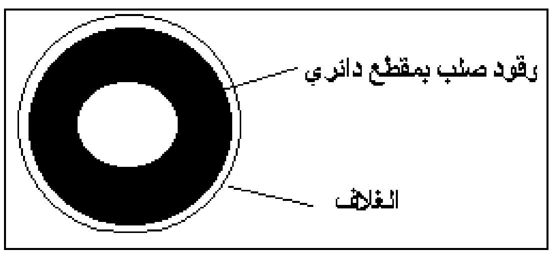
ب – توفير حيز لجهاز التحكم

جـ - ارجاع الزعانف إلى الخلف مسافة كافية

وأنابيب النفث نوعان فوق صوتي و تحت صوتي(حسب مكان العنق) ، الفوق صوتي أقل كفاءة في حين التحت صوتي اسمك

3 – الوقود الصلب : ولكل نوع وقود خصائص معينة ، ونحن هنا لن ندرس صناعة الوقود بل سوف نستعمل بعض هذه الخصائص في تصميم نموذجنا

و شكل مقطع الوقود الصلب الذي سوف نستخدمه دائري



الشكل(4)

4 - بادئ الاحتراق

وهو مسؤول عن بدأ الاحتراق، ويحوي كمية صغيرة من مادة سريعة الاحتراق،ويتم اشعالها كهربائيا ، فتشعل بدورها وقود الصاروخ.

1 انظر درس SM C.G C.P في وحدة 5

بعض المعادلات والتعريفات الهامة

A_t مساحة مقطع العنق

A_e مساحة مقطع آخر المعجل

A_c **مساحة مقطع غرفة الاحتراق**

R المسافة من المحور إلى سطح الوقود الصلب (R تزداد مع الزمن (مع الاحتراق))

R_i هي R الابتدائية

R_c هي R النهائية ، وهي أيضا نصف قطر غرفة الاحتراق

A_p مساحة مقطع الوقود الصلب $A_p = \pi\left(R_c^{\,2} - R^2\right)$ ، (وهو يتناقص مع الزمن)

l_c طول الوقود (و يساوي تقريبا طول غرفة الاحتراق)

A_b مساحة سطح الوقود الصلب $A_b = 2 l_c \pi R_c$ ، (وهو يتناقص مع الزمن)

P_c ضغط الغاز داخل غرفة الاحتراق

P_e ضغط الغاز في آخر المعجل

P_a ضغط الهواء الجوي (= 100000 باسكال)

T_c درجة حرارة الغاز داخل غرفة الاحتراق

ρ_p كثافة الوقود الصلب

γ ثابت للغاز قيمته $1.2 - 1.4$

$$\Gamma = \sqrt{\gamma}\left(\frac{2}{\gamma+1}\right)^{\frac{\gamma+1}{2(\gamma-1)}}$$

R ثابت الغاز $\left(R = \frac{R_o}{M_{moleculer}}\right)$ أي R يساوي ثابت الغاز العالمي تقسيم الكتلة الجزيئية للغاز

$$C^* = \frac{\sqrt{R T_c}}{\Gamma}$$

$\dot{m}$ معدل تدفق الكتلة $\dot{m} = \frac{A_t P_c}{C^*}$ ($P_c > 2P_a$ بشرط)

V_e سرعة الغاز الخارج

V_{eff} السرعة المكافئة للغاز الخارج

$$V_{eff}=V_e+\frac{P_e-P_a}{\dot{m}}A_e$$

$$C_f=\Gamma\sqrt{\frac{2\gamma}{\gamma-1}\left(1-\left(\frac{P_e}{P_c}\right)^{\frac{\gamma-1}{\gamma}}\right)}+\frac{A_e}{A_t}\left(\frac{P_e}{P_c}-\frac{P_a}{P_c}\right)$$

$$\frac{A_t}{A_c}=\left(\frac{\gamma+1}{2}\right)^{\frac{1}{\gamma-1}}\left(\frac{P_e}{P_c}\right)^{\frac{1}{\gamma}}\sqrt{\frac{\gamma+1}{\gamma-1}\left(1-\left(\frac{P_e}{P_c}\right)^{\frac{\gamma-1}{\gamma}}\right)}$$

$$V_{eff}=C_f\times C^*=g\times I_s$$

I_s specific impulse

F قوة دفع المحرك

$$F=\dot{m}V_e+(P_e-P_a)A_e=\dot{m}V_{eff}=\dot{m}C^*C_f=A_tP_cC_f$$

r سرعة الاحتراق ، $r=aP_c^n$

حيث a و n تعتمد على نوع الوقود (n ~ 0 .3 -0 .6)

$$\frac{Vol}{\Gamma^2}\frac{dP_c}{dt}=r\rho_p A_b\,a\,P_c^n\,C^{*2}-P_c\,A_t\,C^*$$

حيث Vol هو الحجم المملوء بالغاز في غرفة الاحتراق ، t الزمن

σ الاجهاد الناتج من الضغط في غرفة الاحتراق $\sigma=\frac{P_cR_c}{th}$

حيث th سمك جدران غرفة الاحتراق

σ_u اجهاد الانهيار (σ يجب أت تكون أقل من σ_u) أي $(\sigma<\sigma_u)$

ملاحظات :

* لحساب قيمة C_f نحل المعادلاتين التاليتين (سبق كتابتهما)

$$C_f = \Gamma \sqrt{\frac{2g}{g-1}\left(1-\left(\frac{P_e}{P_c}\right)^{\frac{g-1}{g}}\right)} + \frac{A_e}{A_t}\left(\frac{P_e}{P_c}-\frac{P_a}{P_c}\right)$$

$$\frac{A_t}{A_c} = \left(\frac{g+1}{2}\right)^{\frac{1}{g-1}}\left(\frac{P_e}{P_c}\right)^{\frac{1}{g}}\sqrt{\frac{g+1}{g-1}\left(1-\left(\frac{P_e}{P_c}\right)^{\frac{g-1}{g}}\right)}$$

لكن يمكن أن نستخدم $C_f \sim 1.5$ وهذا ما سوف نفعله

* قيمة I_s الحقيقية أقل من النظرية لذا لا بد من الاستفادة من التجارب

* الحد $\frac{Vol}{\Gamma^2}\frac{dP_c}{dt}$ صغير عادة لذا سوف نهمله في لنحصل من إحدى المعادلات السابقة[1] على المعادلة المهمة التالية

$$P_c = \left(C^* r_p a \frac{A_b}{A_t}\right)^{\frac{1}{1-n}}$$

*A_b للمقطع الدائري للوقود تزداد مع الزمن لذا P_c و $\dot{m}$ أيضا تزداد مع الزمن وأكبر قيمها عندما $(R = R_c)$ (نهاية الاحتراق)

أما إذا أردنا P_c و $\dot{m}$ ثابتة لا بد من استخدام مقطع وقود له A_b ثابتة (مثل مقطع النجمة)

السرعة و التسارع و المسافة المقطوعة أثناء احتراق الوقود

u سرعة الصاروخ اللحظية

U سرعة الصاروخ النهائية (لحظة نفاد الوقود) وهي أقصى سرعة

m كتلة الصاروخ اللحظية

m_f كتلة الصاروخ النهائية (لحظة نفاد الوقود)

m_p كتلة الوقود الابتدائية

a_{max} أقصى تسارع للصاروخ (لحظة نفاد الوقود)

F قوة الدسر

D قوة مقاومة الهواء

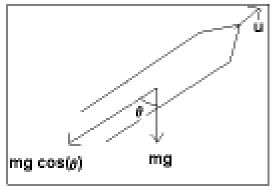
---

[1] أي المعادلة $\frac{Vol}{\Gamma^2}\frac{dP_c}{dt} = r_p A_b a P_c^n C^{*2} - P_c A_t C^*$

$\dot{m}$ معدل تدفق كتلة الوقود

$\dot{m}_f$ معدل تدفق كتلة الوقود في نهاية عملية الاحتراق(وهي أقصى قيمة)

g تسارع الجاذبية الأرضية (9.8 m/s2)



الشكل(5)

$$m\frac{du}{dt} = F - D - m\,g\cos(\theta)$$

ونهمل D و $m\ g\ \cos(\theta)$ في معادلة من باب التقريب والتسهيل ،لنحصل على

$$m\frac{du}{dt} \approx F$$

$$m\frac{du}{dt} \approx \dot{m}V_{eff}$$

$$\Rightarrow a_{\max} \approx \frac{V_{eff}\,\dot{m}_f}{m_f}$$

$$t_b \approx \frac{m_p}{\dot{m}_f}$$ [1]

ومن المعادلتين السابقتين نحصل على

$$t_b \approx \frac{m_p}{\dot{m}_f} \approx \frac{m_p}{m_f}\frac{V_{eff}}{a_{\max}}$$

$$U = V_{eff}\ln\left(1+\frac{m_p}{m_f}\right)$$

---

[1] كلما كانت Ri أقرب إلى Rc كلما كانت هذه المعادلة أدق أما في الحالة العامة لا بد من الضرب بمعامل تصحيح يعطى بالعلاقة $\dfrac{2-2n}{1-2n}\,\dfrac{1-\left(\dfrac{R_i}{R_c}\right)^{\frac{1-2n}{1-n}}}{1-\left(\dfrac{R_i}{R_c}\right)^2}$ ، وقيمته أكبر من 1 (هذه المعادلة غير صالحة عندما n=.5)

$$U \approx V_{eff}\,\frac{m_p}{m_f}$$

$$\Delta x \approx \frac{U}{2} t_b$$

$$\Rightarrow \Delta x \approx \frac{V_{eff}^2}{2a_{\max}}\left(\frac{m_p}{m_f}\right)^2$$

حيث Δx هي المسافة المقطوعة أثناء فترة الاحتراق و القيمة الصحيحة أكبر من هذه القيمة

اشتقاق بعض المعادلات المفيدة

المعادلة التي كتبناها سابقا $P_c = \left(C^* r_p a \frac{A_b}{A_t}\right)^{\frac{1}{1-n}}$ ، يمكن كتابتها على الصورة

$$P_{c_f} = \frac{F_f}{C_f A_t} = \frac{a_f m_f}{C_f A_c\left(\frac{A_t}{A_c}\right)}$$

$$\Rightarrow P_{c_f} = \frac{a_{\max} m_f}{C_f\, p\, R_c{}^2\left(\frac{A_t}{A_c}\right)}$$

وبالاستفادة من المعادلة التالية

$$P_{c_f} = \left(C^* r_p a \frac{A_{b_f}}{A_t}\right)^{\frac{1}{1-n}} = \left(C^* r_p a \frac{2p\, l_c R_c}{A_t}\right)^{\frac{1}{1-n}}$$

نحصل على المعادلة المهمة التالية

$$l_c = \frac{C_f{}^n}{2V_{eff}\; r_p\, ap^{1-n}} R_c{}^{2n-1}\left(\frac{A_t}{A_c}\right)^n a_{\max}{}^{1-n} m_f{}^{1-n}$$

$$\frac{A_{p_i}}{A_c}=\frac{m_p/\left(r_p l_c\right)}{A_c}$$

$$\Rightarrow \frac{A_{p_i}}{A_c}=\frac{2aV_{eff}}{C_f{}^n p^n\left(\frac{A_t}{A_c}\right)^n}\left(\frac{m_p}{m_f}\right)\frac{m_f{}^n}{a_{\max}{}^{1-n}}\frac{1}{R_c{}^{2n+1}}$$

$$\frac{A_{p_i}}{A_c}=\frac{p\left(R_c{}^2-R_i{}^2\right)}{p\,R_c{}^2}$$

$$\Rightarrow \frac{R_c}{R_i}=\sqrt{1-\frac{A_{p_i}}{A_c}}$$

و بالاستفادة من المعادلات الأخيرة و المعادلة $P_c=\left(C^* r_p a\frac{A_b}{A_t}\right)^{\frac{1}{1-n}}$ نحصل على

$$\frac{P_{ci}}{P_{c_f}}=\frac{\left(C^* r_p a\frac{A_{b_i}}{A_t}\right)^{\frac{1}{1-n}}}{\left(C^* r_p a\frac{A_{b_f}}{A_t}\right)^{\frac{1}{1-n}}}=\left(\frac{A_{b_i}}{A_{b_f}}\right)^{\frac{1}{1-n}}=\left(\frac{2p\,R_i\,l_c}{2p\,R_c\,l_c}\right)^{\frac{1}{1-n}}=\left(\frac{R_i}{R_c}\right)^{\frac{1}{1-n}}$$

$$\Rightarrow \frac{P_{ci}}{P_{c_f}}=\left(1-\frac{A_{p_i}}{A_c}\right)^{\frac{1}{2(1-n)}}$$

ملاحظات مهمة في التصميم

* غرفة الاحتراق سوف تكون ماسورة (أنبوب)، لذا قيم R_c ستكون لها خيارات محددة (وكذلك السمك th و اجهاد الانهيار s_u)

* انواع الوقود محددة لذا ستكون عندنا خيارات محددة لــ $T_c\ a\ n\ r_p\ g\ C^*$

* C_f شبه ثابتة و سوف نعتبر قيمتها 1.5 $\left(C_f\sim1.5\right)$أو قيمة أخرى نعتمدها

* أحيانا تكون قيمة I_s معطاة (تجريبيا) لذا نحسب منها **C***

$$C^*=\frac{I_s g}{C_f}$$

* U هي السرعة النهائية في المرحلة الأولى (مرحلة الاطلاق) و بالتالي هي السرعة الابتدائية في المرحلة الثانية (مرحلة التوجيه)

* أصغر قيمة لـــ P_c هي P_{c_i} و يجب أن تكون أكبر من $2P_a$ وربما أكبر من ذلك بكثير وهذا يعرف من خواص احتراق المادة.

* s يجب أن لا تزيد عن s_u أي

$$P_{c_f} < \frac{s_u th}{R_c}$$

* $\frac{A_{p_i}}{A_c}$ يجب أن تكون قيمتها 60-90%

* قلة زمن الاحتراق مرغوبة حيث تعني قلة تسخين أجهزة الصاروخ وقلة زمن ومسافة الطيران دون تحكم

* $a_{\max}$ عالية تعني حصول اجهادات عالية على الصاروخ و أجهزته عند الانطلاق

* طول غرفة الاحتراق يجب أن يكون متناسب مع الطول الكلي مثلا $l_c < l/3$

تصميم محرك الدسر

1 – نختار أحد أنواع الوقود وبالتالي نعرف قيم $T_c\ a\ n\ r_p\ g\ C^*$ [1]

ونفرض Cf~1.5 ومنها نحسب C^* و V_{eff}

$$C^* = \frac{I_s g}{C_f}$$

$$V_{eff} = g I_s$$

2 – نستعمل قيمة m_f $a_{\max}$ المعطاة في المتطلبات ، و نجرب قيمة لـــ m_p ، ثم نحسب U و t_b و Δx

$$U = V_{eff} \ln\left(1 + \frac{m_p}{m_f}\right)$$

$$t_b \approx \frac{m_p}{m_f}\frac{V_{eff}}{a_{\max}}$$

$$\Delta x \approx \frac{V_{eff}}{2a_{\max}}\left(\frac{m_p}{m_f}\right)^2$$

---

1 قيمة T_c لا تلزمنا في خطوات التصميم التالي ،لكنها مهمة لأمور أخرى مثل تجنب انصهار غرفة الاحتراق

3 – إن كانت إحدى قيم U و t_b و Δx غير مقبولة – مثل U بعيدة عن المعطاة في المتطلبات و t_b و Δx عالية- نعيد من نقطة(2) لـــ m_p أخرى [1]

4 – اعتمادا على المواسير المتوفرة نحدد مجوعات قيم لـــ R_c th s_u ونجرب إحدى هذه المجموعات، ونجرب قيمة (***منطقية***) لـــ $\left(\frac{A_t}{A_c}\right)$، ونحسب $\frac{A_{p_i}}{A_c}$ و P_{c_f} و P_{c_i} و l_c

$$\frac{A_{p_i}}{A_c} = \frac{2aV_{eff}}{C_f^{\,n} p^n \left(\frac{A_t}{A_c}\right)^n} \left(\frac{m_p}{m_f}\right) \frac{m_f^{\,n}}{a_{\max}^{\,1-n}} \frac{1}{R_c^{\,2n+1}}$$

$$P_{c_f} = \frac{a_{\max} m_f}{C_f\, p\, R_c^2 \left(\frac{A_t}{A_c}\right)}$$

$$P_{c_i} = P_{c_f}\left(1 - \frac{A_{p_i}}{A_c}\right)^{\frac{1}{2(1-n)}}$$

$$l_c = \frac{C_f^{\,n}}{2V_{eff}\ r_p\, a p^{\,1-n}} R_c^{\,2n-1} \left(\frac{A_t}{A_c}\right)^n a_{\max}^{\,1-n} m_f^{\,1-n}$$

5 – نختبر الشروط

$$0.6 < \frac{A_{p_i}}{A_c} < 0.9$$

$$P_{c_f} < \frac{s_u th}{R_c}$$

$P_{c_i} > 2P_a$ [2]

$l_c < l/3$ [3]

6 - فإذا فشلنا في تحقيق الشروط أو رغبنا بمواصفات أفضل نعيد الحل من (4) لقيم جديدة .

- ثم إذا فشلنا نعيد من نقطة(2) لقيم جديدة
- ثم إن فشلنا نعيد من نقطة (1) لمادة أخرى .

---

1 بل ونعيد أيضا إن رغبنا بمواصفات أفضل

2 أو قيمة أخرى أكبر اعتمادا على خصائص الاحتراق

3 أو قيمة أخرى منطقية

نضع النتائج في جدول ونختار أفضل حالة تحقق الشروط[1]

مثال1

1 - لنفرض أنه توفر لدينا فقط نوع واحد من أنواع الوقود ، وله المواصفات التالية

$T_c = 1620 K$

$a = 3\times10^{-5} m/s$

$n = 0.4$

$r_p = 1830 Kg/m^3$

$g = 1.28$

$I_s = 131 s$

ونفرض $C_f \approx 1.5$ ومنها نحسب C^* V_{eff}

$C_f \approx 1.5$

$g = 9.8 m/s^2$

$V_{eff} = g\ I_s = 9.8\times131 = 1284 m/s$

$$C^* = \frac{I_s g}{C_f} = \frac{131\times9.8}{1.5} = 855.9$$

2 – نستعمل قيمة m_f $a_{\max}$ المعطاة في المتطلبات

$a_{\max} = 3g = 3\times9.8 = 29.4$

$m_f = 10 Kg$

و نجرب قيمة لــ m_p ونضعها في الجدول التالي

$m_p = 0.5 Kg$

#	m_p kg	U m/s	t_b s	Δx m	R_c m	th m	$\frac{A_t}{A_c}$	$\frac{A_{p_i}}{A_c}$	P_{c_f} $10^6 Pa$	P_{c_i} $10^6 Pa$	l_c (m)	تحققت الشروط
1	.5											

ثم نحسب U و t_b و Δx

---

1 قد نضطر في الخطوات التالية من التصميم اختيار حالة أخرى تحقق الشروط ،بل ربما إعادة الحل لمتطلبات أخرى ، مثلا قد نكتشف عند تصميم الجناح أن مساحته (وبالتالي وزنه) كبيرين ، فنضطر إلى اختيار حالة ذات سرعة U أكبر ، وهكذا ، فما نصممه هنا قد نعدله ، لذا لا بد من استخدام طريقة عملية أكثر من الجدول ، وأنصح باستخدام برنامج الــmatlab ، واجراء عملية for loop لتجريب القيم المختلفة ، فالتعديل بواسطته بسيط ،بالاضافة إلى سرعته وامكانية زيادة عدد القيم المجربة .

$$U = V_{eff} \ln\left(1+\frac{m_p}{m_f}\right) = 1284\times\ln\left(1+\frac{0.5}{10}\right) = 62.64$$

$$t_b \approx \frac{m_p}{m_f}\frac{V_{eff}}{a_{\max}} = \frac{0.5}{10}\frac{1284}{29.4} = 2.18$$

$$\Delta x \approx \frac{V_{eff}}{2a_{\max}}\left(\frac{m_p}{m_f}\right)^2 = \frac{1284}{2\times 29.4}\left(\frac{0.5}{10}\right)^2 = 70$$

ونضعها في الجدول

#	m_p kg	U m/s	t_b s	Δx m	R_c m	th m	$\frac{A_t}{A_c}$	$\frac{A_{p_i}}{A_c}$	P_{c_f} $10^6 Pa$	P_{c_i} $10^6 Pa$	l_c (m)	تحققت الشروط
1	.5	62	2.2	70								

3 – نلاحظ أن $50 < U < 150$ ،(تتفق مع المتطلبات)

وقيم Δx t_b مقبولة نوعا ما لذا ننتقل إلى الخطوة4

4 – نفرض أنه توفرت عندنا ماسورتان فقط ،الأولى لها

$$R_c = 0.045\ m\ ,\ th = 3\times10^{-3}\ \ m$$

والثانية

$$R_c = 0.06\ m\ ,\ th = 2\times10^{-3}\ \ m$$

و الاثنتان من نفس المادة ولهما

$$s_u = 400\times10^6 Pa$$

نبدأ بالماسورة الأولى

$$R_c = 0.045\ m\ ,\ th = 3\times10^{-3}\ \ m$$

ونضع القيم في الجدول[1]

#	m_p kg	U m/s	t_b s	Δx m	R_c m	th m	$\frac{A_t}{A_c}$	$\frac{A_{p_i}}{A_c}$	P_{c_f} $10^6 Pa$	P_{c_i} $10^6 Pa$	l_c (m)	تحققت الشروط
1	.5	62	2.2	70	.045	.003						

نجرب قيمة لـــ $\frac{A_t}{A_c}$ ونحسب $\frac{A_{p_i}}{A_c}$ و P_{c_f} و P_{c_i} و l_c

1 أما s_u فلا داعي لوضعها في الجدول،لأن لها قيمة واحدة فقط (أي في هذا المثال)

$$\frac{A_t}{A_c} = 0.05$$

$$\frac{A_{p_i}}{A_c} = \frac{2aV_{eff}}{C_f{}^n p^n \left(\frac{A_t}{A_c}\right)^n} \left(\frac{m_p}{m_f}\right) \frac{m_f{}^n}{a_{\max}{}^{1-n}} \frac{1}{R_c{}^{2n+1}}$$

$$= \frac{2\times 3\times 10^{-5}\times 1284}{1.5^{0.4} p^{0.4} (0.05)^{0.4}} \left(\frac{0.5}{10}\right) \frac{10^{0.4}}{29.4^{1-0.4}} \frac{1}{0.045^{2\times 0.4+1}} = 0.60$$

$$P_{c_f} = \frac{a_{\max} m_f}{C_f\, p\, R_c{}^2 \left(\frac{A_t}{A_c}\right)} = \frac{29.4\times 10}{1.5p\times 0.045^2 (0.05)} = 616185 = 0.616\times 10^6$$

$$P_{c_i} = P_{c_f}\left(1 - \frac{A_{p_i}}{A_c}\right)^{\frac{1}{2(1-n)}} = 616185(1-0.6)^{\frac{1}{2(1-0.4)}} = 287140 = 0.29\times 10^6$$

$$l_c = \frac{C_f{}^n}{2V_{eff}\ r_p\, a p^{1-n}} R_c{}^{2n-1} \left(\frac{A_t}{A_c}\right)^n a_{\max}{}^{1-n} m_f{}^{1-n}$$

$$= \frac{1.5^{0.4}}{2\times 1284\times 1830\times 3\times 10^{-5}\times p^{1-0.4}} 0.045^{2\times 0.4-1} (0.05)^{0.4} (29.4)^{1-0.4} (10)^{1-0.4}$$

$$. \quad = 0.07$$

ونضع الناتج في الجدول

#	m_p kg	U m/s	t_b s	Δx m	R_c m	th m	$\frac{A_t}{A_c}$	$\frac{A_{p_i}}{A_c}$	P_{c_f} $10^6 Pa$	P_{c_i} $10^6 Pa$	l_c (m)	تحققت الشروط
1	.5	62	2.2	70	.045	.003	.05	.6	.616	.29	.07	

5 – نختبر الشروط

$$\frac{A_{p_i}}{A_c} = 0.6 \Rightarrow 0.6 < \frac{A_{p_i}}{A_c} < 0.9$$

$$P_{c_f} = 0.616\times 10^6 \quad , \quad \frac{s_u th}{R_c} = \frac{400\times 10^6\times 3\times 10^{-3}}{0.045} = 0.27\times 10^6$$

$$\Rightarrow P_{c_f} < \frac{s_u th}{R_c}$$

$$P_a = 1\times 10^5 \quad , \quad 2P_a = 0.2\times 10^6 \quad , \quad P_{c_i} = 0.29\times 10^6 \Rightarrow P_{c_i} > 2P_a$$

$$l = 1 \ , \ \frac{l}{3} = \frac{1}{3} = 0.333 \ , \ l_c = 0.07 \ \Rightarrow l_c < \frac{l}{3}$$

نلاحظ أن جميع الشروط قد انطبقت ،لذا نضع نعم في خانة (تحققت الشروط) لنحصل على الجدول

#	m_p kg	U m/s	t_b s	Δx m	R_c m	th m	$\frac{A_t}{A_c}$	$\frac{A_{p_i}}{A_c}$	P_{c_f} $10^6 Pa$	P_{c_i} $10^6 Pa$	l_c (m)	تحقق الشروط
1	.5	62	2.2	70	.045	.003	.05	.6	.616	.29	.07	نعم

6 – نحاول البحث عن حالة أفضل تحقق الشروط ، نبقي m_p R_c th نفسها ونجرب $\frac{A_t}{A_c}$ جديدة ولتكن 0.2 ،ونعيد من نقطة من(4) ،فنحصل على $\frac{A_{p_i}}{A_c}$ تساوي 346. وهي لا تحقق الشرط $0.9 < \frac{A_{p_i}}{A_c} < 0.6$ ،لذا نضع لا في خانة تحقق الشروط ،لنحصل على الجدول التالي

#	m_p kg	U m/s	t_b s	Δx m	R_c m	th m	$\frac{A_t}{A_c}$	$\frac{A_{p_i}}{A_c}$	P_{c_f} $10^6 Pa$	P_{c_i} $10^6 Pa$	l_c (m)	تحقق الشروط
1	.5	62	2.2	70	.045	.003	.05	.6	.616	.29	.07	نعم
2	.5	62	2.2	70	.045	.003	.2	.346				لا

إذا رغبنا نجرب قيمة أخرى لــ $\frac{A_t}{A_c}$ [1] ونعيد من(4) ،لكن للاختصار نكتفي بهذه القيمتين

* ثم نجرب لماسورة أخرى (R_cو th اخرى (و s_u أخرى إن كانت مختلفة عن الماسورة الأولى[2])) ونعيد الخطوتين 4و5 الجدول (مع تجريب قيم مناسبة لــ $\frac{A_t}{A_c}$) ، ونضع الناتج في

#	m_p kg	U m/s	t_b s	Δx m	R_c m	th m	$\frac{A_t}{A_c}$	$\frac{A_{p_i}}{A_c}$	P_{c_f} $10^6 Pa$	P_{c_i} $10^6 Pa$	l_c (m)	تحقق الشروط

[1] نستنتج من الجدول أن $\frac{A_t}{A_c}$ يجب أن تكون أقل من 05. ، لكن يجب التأكد من أن هذه القيم الصغيرة(بما فيها 05.) مناسبة عمليا (نعرف ذلك من كتب الصواريخ المفصلة)

[2] وعندها يجب وضعها في الجدول

1	.5	62	2.2	70	.045	.003	.05	.6	.616	.29	.07	نعم
2	.5	62	2.2	70	.045	.003	.2	.346				لا
3	.5	62	2.2	70	.06	.002	.05	.359				لا
4	.5	62	2.2	70	.06	.002	.2	.206				لا

- ثم بعد الانتهاء من تجريب جميع المواسير و $\frac{A_t}{A_c}$ الممكنة ،نعيد الحل لـــ m_p جديدة(.6).

،ثم نعيد الحل كامل من نقطة2 ،ونضع في الجدول

#	m_p kg	U m/s	t_b s	Δx m	R_c m	th m	$\frac{A_t}{A_c}$	$\frac{A_{p_i}}{A_c}$	P_{c_f} $10^6 Pa$	P_{c_i} $10^6 Pa$	l_c (m)	تحققت الشروط
1	.5	62	2.2	70	.045	.003	.05	.6	.616	.29	.07	نعم
2	.5	62	2.2	70	.045	.003	.2	.346				لا
3	.5	62	2.2	70	.06	.002	.05	.359				لا
4	.5	62	2.2	70	.06	.002	.2	.206				لا
5	.6	75	2.6	101	.045	.003	.05	.723	.616	.21	.07	نعم
6	.6	75	2.6	101	.045	.003	.2	.415				لا
7	.6	75	2.6	101	.06	.002	.05	.43				لا
8	.6	75	2.6	101	.06	.002	.2	.247				لا

ثم m_p أخرى $(m_p = 0.3)$ونعيد

ونضع الجميع في جدول واحد ، كما في الجدول النهائي التالي:

#	m_p kg	U m/s	t_b s	Δx m	R_c m	th m	$\frac{A_t}{A_c}$	$\frac{A_{p_i}}{A_c}$	P_{c_f} $10^6 Pa$	P_{c_i} $10^6 Pa$	l_c (m)	تحققت الشروط
1	.5	62	2.2	70	.045	.003	.05	.6	.616	.29	.07	نعم
2	.5	62	2.2	70	.045	.003	.2	.346				لا
3	.5	62	2.2	70	.06	.002	.05	.359				لا
4	.5	62	2.2	70	.06	.002	.2	.206				لا
5	**.6**	**75**	**2.6**	**101**	**.045**	**.003**	**.05**	**.723**	**.616**	**.21**	**.07**	**نعم**
6	.6	75	2.6	101	.045	.003	.2	.415				لا
7	.6	75	2.6	101	.06	.002	.05	.43				لا
8	.6	75	2.6	101	.06	.002	.2	.247				لا
9	.3	38[1]										لا

[1] حصلنا على U=38 وهي تخالف الشروط لذا لا داعي لإكمال الحل لها .

ونختار إحدى الحالات التي تحقق الشروط (ولتكن الحالة 5 (المظللة)) ، ونستعمل القيم الخاصة بها لمتابعة التصميم في المراحل القادمة من هذا المثال (الدروس القادمة).

ملاحظة:لو كان عندنا عدة قيم لخصائص أخرى (عدة قيم مسموحة لــ m_f مثلا) عندها يجب تجريبها جميعها وإضافتها في الجدول على شكل أعمدة.

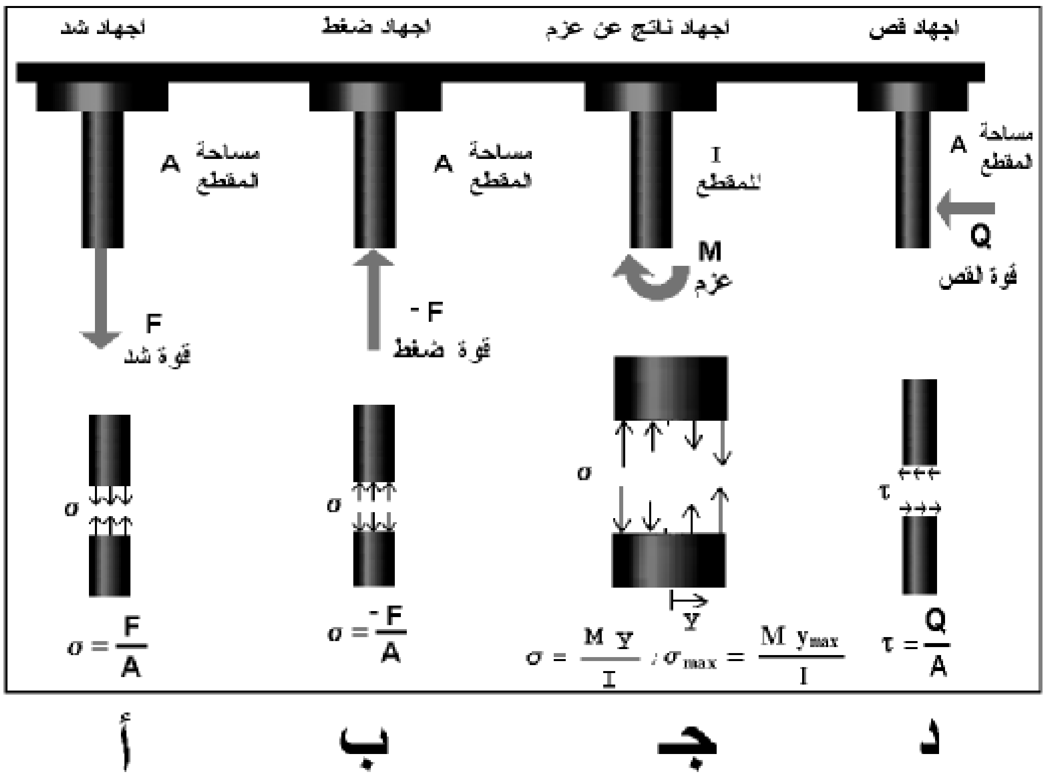
ملاحظة : أكثرت من التفاصيل في هذا المثال من أجل فهم كيفية **تجريب جميع القيم** المتاحة، ولكن لن أفعل ذلك في الأمثلة القادمة .

الوحدة الثالثة

تصميم الهيكل والجناح والجنيحات

مراجعة في مقاومة المواد:

عند التأثير بقوة أو عزم على مادة ما فسيحدث داخلها اجهادات ، كما في الشكل :



الشكل(1)

وعند زيادة هذه الاجهادات عن حد معين فسيحصل انهيار في المادة

مثلا **<u>لأحد أنواع الألمنيوم</u>** :

- لو زاد اجهاد الشد عن s_u (110 M Pa)[1] فإن القضيب (في الشكل أعلاه) سوف ينقطع
- لو زاد اجهاد الضغط عن s_u (110M Pa) فإن القضيب سوف ينكسر

---

[1] حيث $MPa = 1\times10^{6}\,Pa$

- لو زاد اجهاد الضغط عن s_{cr} فإن القضيب سوف ينبعج ولا يتحمل المزيد من القوة
- لو زاد اجهاد القص عن t_u (70M Pa) فإن القضيب سوف ينقطع

حيث s_u t_u (الاجهاد الأقصى) من خواص المادة وتاخذ قيمتها من الجداول ، أما s_{cr} (الاجهاد الحرج) فيحسب من علاقات خاصة تعتمد على نوع و أبعاد المادة

ملاحظة : s_y يسمى اجهاد الاستسلام و هو للألمنيوم السابق (95M Pa) ، لو زاد اجهاد الشد أو الضغط عنه فإن المادة سوف تصبح (ضعيفة) لكن لن تنقطع أو تتكسر

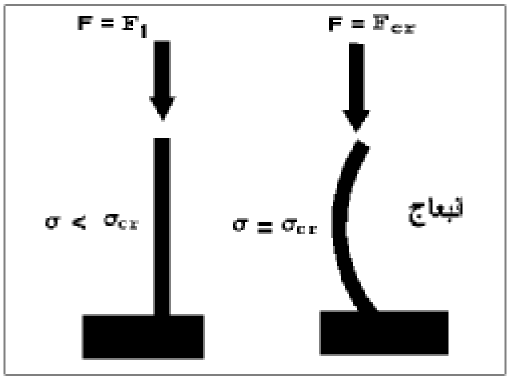
<u>وعند تصميم هيكل يجب التأكد من عدم وصول اجهاد الشد أو القص في أي جزء منه إلى الاجهاد الأقصى ، وكذلك عدم وصول اجهاد الضغط إلى الاجهاد الأقصى أو الاجهاد الحرج (أي عدم وصوله إلى أصغرهما وهو عادة الاجهاد الحرج)</u>

وطريقة حساب الاجهاد مبينة في الشكل(1) ، بالاضافة إلى معادلات أخرى ستكتب عند الحاجة إليها، أما s_{cr} فإليك شرحها

S_{cr} والانبعاج

وهو يحصل في حالة اجهاد الضغط فقط

فمثال لو أثرنا بقوة صغيرة (F1) على عمود ولم يتأثر ثم زدنا القوة تدريجيا إلى أن انبعج (عند القوة F_{cr}) فإن قيمة الاجهاد التي يحصل عندها الانبعاج تسمى الاجهاد الحرج s_{cr} ،



الشكل(2)

وسوف نوجد σ_{cr} لحالتين :

- عمود
- شريحة رقيقة

انبعاج عمود

σ_{cr} التي يحصل عندها انبعاج تعطى بالعلاقة (وتسمى علاقة Euler)

$$\sigma_{cr,E} = \frac{\pi^2 E I}{A l_e^{\,2}} = \frac{\pi^2 E}{(l_e / r)^2}$$

حيث E تسمى معامل المرونة (modulus of elasticity) وهي للألمنيوم 70GPa [1]

A مساحة مقطع العمود

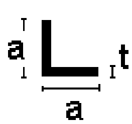
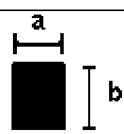
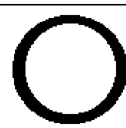
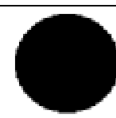
I تسمى moment of inertia ولها علاقات لحسابها مثل التي في الجدول(1)

$$r = \sqrt{\frac{I}{A}}$$

r تعطى بالعلاقة $r = \sqrt{\frac{I}{A}}$

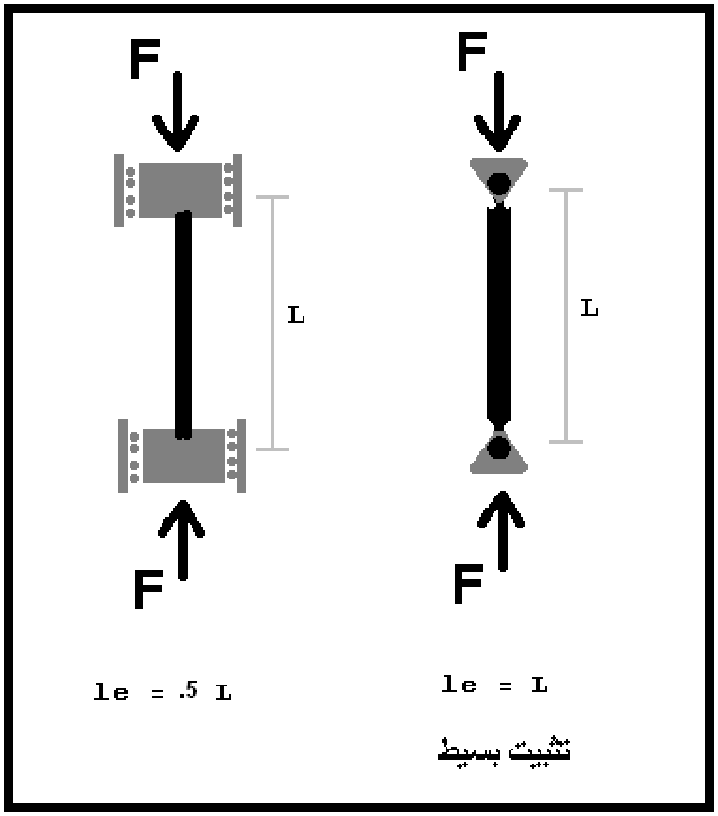
l_e الطول المكافئ للعمود ، ويعتمد على طريقة التثبيت ،(الشكل(3))

الجدول(1)

		 نصف قطر R و سمك t	 نصف قطر R	
$2at$	ab	$2\pi Rt$	πR^2	**A**
$\frac{5}{24} a^3 t$	$\frac{1}{2} ab^3$	$\pi t R^3$	$\frac{\pi R^4}{4}$	**I**

---

[1] حيث $GPa = 1 \times 10^9 Pa$



الشكل(3)

وهناك علاقة لانبعاج الانفتال للعمود وهي

$$s_{cr,q} = \frac{G\,J}{I}$$

حيث

حيث G تسمى معمل الصلابة (Modulas of Rigidity) وهي للألمنيوم 26GPa

J تعتمد على الشكل وهي للحالة 

تساوي $J = \frac{bt^3}{3}$

انبعاج شريحة رقيقة

s_{cr} التي يحصل عندها انبعاج تعطى بالعلاقة

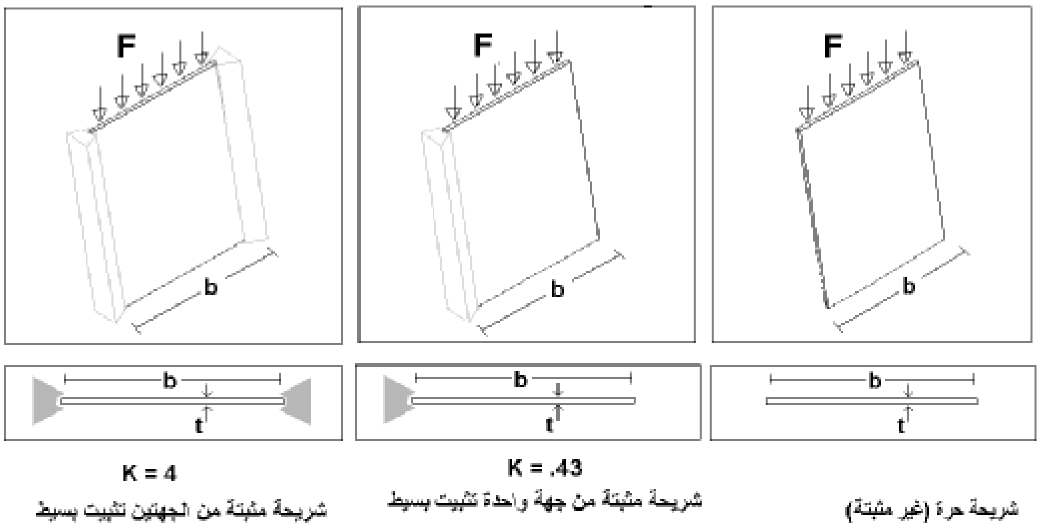
$$s_{cr} = \frac{kp^2 E}{12\left(1-v^2\right)}\left(\frac{t}{b}\right)^2$$

b & t موضحة في الشكل(4) ، (t سمك الشريحة)

E سبق تعريفها

v تسمى نسبة بوازون (possion ratio) وهي للألمنيوم و لكثير من المواد تساوي (~.346)

k ثابت يعتمد على طريقة التثبيت ، انظر الشكل التالي



الشكل(4)

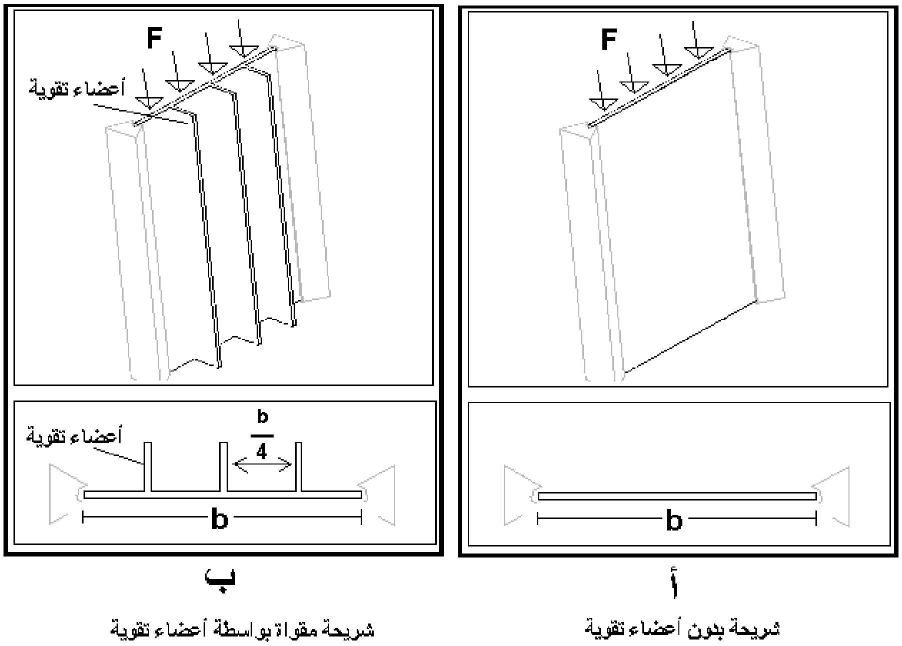
أعضاء التقوية

وهي شرائح أو أعمدة توصل مع الشريحة الأصلية لتقويتها (زيادة s_{cr}) ، عن طريق تقليل الطول (b)

مثلا أنظر الشكل(5) ، في الشكل (أ) لدينا شريحة طولها (b) ،أما الشكل (ب) فلدينا نفس الشريحة لكنها مقسمة إلى 4 قطع طول كل قطعة (b/4) أي أن s_{cr} في الحالة (ب) هي حوالي 16 ضعف s_{cr} في الحالة (أ)[1]

---

1 أنظر eq(3.2) ، حيث فرضنا أن التثبيت الناتج من أعضاء التقوية هو تقريبا تثبيت بسيط (k = 4)



الشكل(5)

لكن بما أن أعضاء التقوية مصنوعة من شرائح رقيقة فهي أيضا معرضة للانبعاج ، و σ_{cr} لها تحسب من المعادلة السابقة ($\sigma_{cr} = \frac{k\pi^2 E}{12(1-\nu^2)}\left(\frac{t}{b}\right)^2$) مع استخدام قيمة k المناسبة

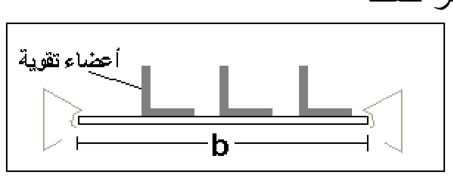
قيمة k

قيمة k لأعضاء التقوية:

*للحالة في الشكل(5ب) مثلا:

أبسط افتراض هو اعتبارها مثبتة تثبيت بسيط من جهة واحدة ، أي k=.43 ، لكن هذا الافتراض مناسب عندما تكون أعضاء التقوية و الشريحة قطعة واحدة (صب) ، لكن عمليا فطريقة التثبيت هي البراغي أو اللحام لذا لا بد من البحث عن قيم k المناسبة ، بل حتى المعادلات المناسبة لحساب σ_{cr}

*أما في نموذجنا فسوف نستخدم أعضاء تقوية من نوع L  وهذا يسهل عملية التثبيت ، ويجعل قيمة k=.43 أكثر صحة



الشكل(6)

قيمة k لقطع الشريحة :

أبسط افتراض هو اعتبارها مثبتة تثبيت بسيط من جهتين أي $k=4$ ، لكن تبقى المشكلة سالفة الذكر(طريقة التثبيت)

ملاحظة : سوف نعتمد معادلات الاجهاد الحرج للشريحة،لحساب الاجهاد الحرج لغلاف الصاروخ (وهو اسطواني وليس شريحة) وهذا من باب التقريب ، بالاضافة إلى استخدامها لحساب الاجهاد الحرج لأعضاء التقوية.

الاجهاد الناتج عن العزم الدوراني:

وهو مبين في الشكل(1جـــ)

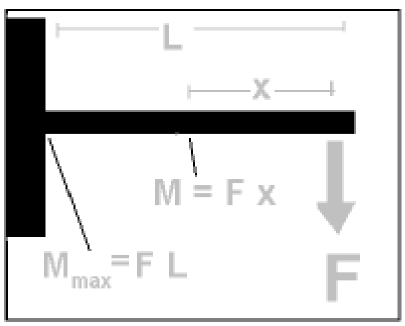
$$s = \frac{M\,y}{I}$$

I moment of inertia ولها علاقات لحسابها مثل التي مرت معنا في الجدول(1)

y المسافة من مركز مساحة المقطع إلى النقطة المحسوب عندها σ

M العزم الدوراني moment و قيمته متغيرة من مقطع إلى مقطع،كما في الشكل التالي

<u>**مثلا**</u>

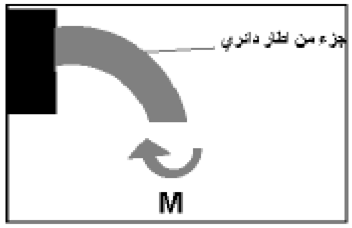


الشكل(7)

وقيمة s التي تهمنا عادة هي القصوى ، وهي عند أقصى y وأقصى M

$$s_{max} = \frac{M_{max}\,y_{max}}{I}$$

ملاحظة : المعادلتين السابقتين ($s = \frac{M\,y}{I}$ و $s_{max} = \frac{M_{max}\,y_{max}}{I}$ تصلحان تقريبا لحساب s في حالة الاطار(frame)



الشكل(8)

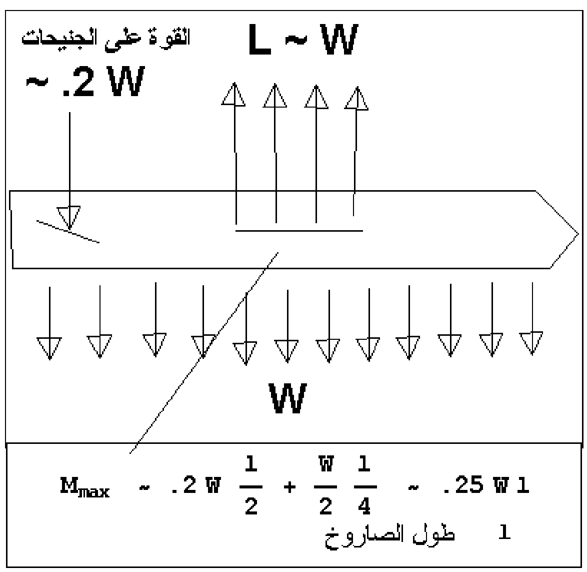
القوى والعزوم المؤثرة على الصاروخ

الوزن الظاهري W:وهو محصلة الوزن الحقيقي و الوزن الوهمي(سالب الكتلة * التسارع العمودي) ، وأقصى قيمه هي عندما يكون عندنا تسارع الصاروخ للأعلى بأقصى قيمة ، أي $mg+m\,f_{max}$، حيث f_{max} هي أقصى تسارع عامودي (بالنسبة لمحاور الأرض)

قوة الرفع L: ومعظم تأثيرها على الأجنحة وتساوي تقريبا W

القوة على الجنيحات : **وقيمتها** تعتمد على التصميم

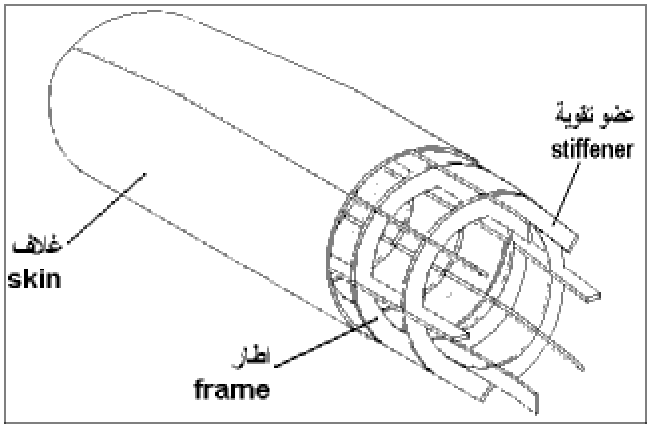
أقصى عزم مؤثر على الصاروخ : ويكون في منتصف الصاروخ تقريبا ، ويقدر كما في الشكل



الشكل(9)

الهيكل

وهو جسم الصاروخ الخارجي ، ويتكون من الغلاف بالاضافة إلى أعضاء التقوية و الاطارات ،والهدف الرئيسي منه هو مقاومة الاجهادات الناتجة من وزنه و تسارعه العمودي



الشكل(10)

الغلاف و أعضاء التقوية

ملاحظات:

1) ما يهمنا هو أن لا ينهار الصاروخ عند أقصى تسارع ، إذن في هذه الوحدة W تعني $mg+mf_{max}$ ، أي أقصى قيمها
2) M متغيرة على طول الصاروخ ، وأقصى قيمها تكون في منتصف الصاروخ تقريبا و تساوي $(0.25Wl)$ ، و ما سنفعله في هذا الكتاب هو التصميم لمنطقة المنتصف(تصميم الغلاف و أعضاء التقوية) ، أما المناطق الأخرى فبامكاننا استخدام نفس التصميم لها أو اجراء التعديلات في المراحل اللاحقة من التصميم
3) سوف نفرض أن الغلاف مسؤول وحده عن تحمل اجهاد الشد ، ويجب أن لا يصل هذا الاجهاد إلى **Su** ويفضل أن لا يصل إلى **Sy** ، ولا إلى القيمة التي ينهار عندها تثبيت أعضاء التقوية بالاطارات
4) اجهاد الضغط المحسوب على فرض أن أعضاء التقوية هي المسؤول الوحيد عن تحمله يجب أن لا يصل إلى s_u ويفضل أن لا يصل إلى $\frac{s_u}{2}$
5) إذا كانت أعضاء التقوية مصنوعة من شرائح رقيقة :اجهاد الضغط المحسوب على فرض أن أعضاء التقوية و الغلاف مسؤولة عن تحمله يجب أن لا يصل إلى $s_{cr,sk}$ (الاجهاد الحرج للغلاف) ولا إلى scr,st (الاجهاد الحرج لأعضاء التقوية) ولا إلى $s_{cr,E}$ (الاجهاد الحرج لأعضاء التقوية على اعتبار أنها عمود) .

6) في حساب $s_{cr,E}$ l_e هي المسافة بين اطارين ، أي سوف نعتبر أن الاطار يوفر تثبيت بسيط لأعضاء التقوية

7) الافتراضات السابقة ليست دقيقة ، لكنها مفيدة في المرحلة الأولى للتصميم

8) قيم السمك t للغلاف او أعضاء التقوية محددة (تعتمد على المواد المتوفرة)

9) نفضل استخدام أعضاء تقوية من نوع L بدل من استخدام الشرائح ، لتسهيل التثبيت و للتقوية ، وهناك أشكال كثيرة يمكن استخدامها

10) عندما يكون $l_e / r < 20$ لأعضاء التقوية ، عندها انبعاج Euler لا يهمنا

المعادلات المهمة(من الملاحظات)

N هو عدد أعضاء التقوية

M العزم الأقصى نقدره بـــ $M = 0.25 W l$

سوف نرمز للاجهاد الأقصى المحسوب على فرض أن الغلاف هو المسؤول الوحيد عن تحمله بالرمز s_1

$$s_1 = \frac{M}{p R^2 t_{sk}}$$

سوف نرمز للاجهاد الأقصى المحسوب على فرض أن أعضاء التقوية هي المسؤول الوحيد عن تحمله بالرمز s_2

$$s_2 = \frac{2M}{N R A_{sk}}$$

سوف نرمز للاجهاد الأقصى المحسوب على فرض أن أعضاء التقوية و الغلاف مسؤولان عن تحمله s_3

$$s_{3,st} = \frac{E_{st}}{E_{sk}} \frac{2M}{N R \left(\frac{E_{st}}{E_{sk}} A_{st} + A_{sk} \right)}$$

$$s_{3,sk} = \frac{2M}{N R \left(\frac{E_{st}}{E_{sk}} A_{st} + A_{sk} \right)}$$

حيث :

$$A_{sk} = b_{sk} t_{sk}$$

$$b_{sk} = \frac{2p R}{N}$$

$$s_{cr,st} = \frac{k_{st} p^2 E_{st}}{12\left(1 - v_{st}^2\right)} \left(\frac{t_{st}}{b_{st}}\right)^2$$

$$s_{cr,sk} = \frac{k_{sk} p^2 E_{sk}}{12\left(1 - v_{sk}^2\right)} \left(\frac{t_{sk}}{b_{sk}}\right)^2$$

حيث سنفرض

$$k_{sk} = 4$$
$$k_{st} = 0.43$$

$$s_{cr,E} = \frac{p^2 E_{st} I_{st}}{A_{st} l_e^2} = \frac{p^2 E_{st}}{\left(l_e / r_{st}\right)^2}$$

$$r_{st} = \sqrt{\frac{I_{st}}{A_{st}}}$$

من ملاحظة 3 و 4

$$s_1 < s_{y,sk}$$

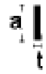
$$s_2 < \frac{s_{y,st}}{2}$$

من ملاحظة 5

$$s_{3,st} < s_{cr,st}$$
$$s_{3,sk} < s_{cr,sk}$$

وسوف نحاول جعل $l_e / r_{st} < 20$ ، و بالتالي انبعاج Euler لا يهمنا (ملاحظة 9)

تصميم الغلاف و أعضاء التقوية

1) نكتب القيم التي حددناها سابقا لـــطول الصاروخ l وكتلته m [1] وتسارعه العمودي الأقصى $f_{\max}$ ، و نقدر R
2) نحسب M $M \approx 0.25 l\, m\left(g + f_{\max}\right)$
3) نختار احد أشكال أعضاء التقوية(سهلة الصناعة) مثل  ، ونحدد k_{sk} وk_{st}
4) نختار عدد أعضاء التقوية N (8 مثلا)
5) نختار قيمة لـــ l_e
6) نستعمل صفائح الالمنيوم لصنع الغلاف ، أي نحدد قيمة r_{sk} E_{sk} $a_{y,sk}$ v_{sk} ،ثم نجرب إحدى قيم t_{sk} المتوفرة (حسب الصفائح المتوفرة)
7) نختار أحد المواد المتوفرة (ألمنيوم مثلا) لصنع أعضاء التقوية ، اي نحدد قيمة r_{st} E_{st} $a_{y,st}$ v_{st} ،ثم نجرب إحدى قيم t_{st} المتوفرة (حسب الصفائح المتوفرة)
8) نجرب قيمة منطقية لـــ b_{st}
9) نحسب b_{sk} و A_{sk} و I_{st} و A_{st} و r_{st}

$$b_{sk} = \frac{2p\,R}{N}$$

$$A_{sk} = t_{sk}\, b_{sk}$$

I_{st} حسب شكل عضو التقوية

A_{st} حسب شكل عضو التقوية

$$r_{st} = \sqrt{\frac{I_{st}}{A_{st}}}$$

10) نحسب s_1 $s_{cr,sk}$ $s_{cr,st}$ $s_{3,sk}$ $s_{3,st}$ s_2

$$s_1 = \frac{M}{p\,R^2 t_{sk}}$$

$$s_2 = \frac{2M}{N\,R\,A_{sk}}$$

$$s_{3,st} = \frac{E_{st}}{E_{sk}} \frac{2M}{N\,R\left(\frac{E_{st}}{E_{sk}} A_{st} + A_{sk}\right)}$$

---

1 أي بعد احتراق الوقود

$$s_{3,sk} = \frac{2M}{N\,R\left(\frac{E_{st}}{E_{sk}} A_{st} + A_{sk}\right)}$$

$$s_{cr,st} = \frac{k_{st}\, p^{2}\, E_{st}}{12\left(1 - v_{st}^{2}\right)} \left(\frac{t_{st}}{b_{st}}\right)^{2}$$

$$s_{cr,sk} = \frac{k_{sk}\, p^{2}\, E_{sk}}{12\left(1 - v_{sk}^{2}\right)} \left(\frac{t_{sk}}{b_{sk}}\right)^{2}$$

$$s_{cr,E} = \frac{p^{2} E_{st}\, I_{st}}{A_{st}\, l_{e}^{2}} = \frac{p^{2} E_{st}}{\left(l_{e} / r_{st}\right)^{2}}$$

11) نختبر الشروط التالية

$$s_{1} < s_{y,sk}$$

$$s_{3,st} < s_{cr,st}$$

$$s_{3,sk} < s_{cr,sk}$$

$$s_{2} < \frac{s_{y,st}}{2}$$ [1]

ونختبر الشرط التالي إن كانت $l_{e} / r_{st} < 20$

$$s_{3,st} < s_{cr,E}$$ [2]

وأُفَضّل اضافة الشرطين التاليين[3]

$$s_{3,st} < \frac{s_{y,st}}{2}$$

$$s_{3,sk} < \frac{s_{y,sk}}{2}$$

12) فإن تحققت الشروط المطلوبة ،حسبنا الكتلة

$$mass_{st,sk} = N\, l\left(A_{st}\, r_{st} + A_{sk}\, r_{sk}\right)$$

---

1 تذكر أن الأصل استخدام s_{u} وليس $\frac{s_{y,st}}{2}$ لكننا نفضل الاحتياط

2 ولا بأس من اشتراط هذا الشرط دائما بغض النظر عن قيمة l_{e} / r_{st} .

3 والهدف منهما هو أن قيمة $s_{cr,st}$ و $s_{cr,sk}$ تصبحان غير دقيقتين عندما تكونان أكبر من نصف جهد الاستسلام ،ومن لم يقتنع بالشرطين يستطيع حذفهما.

13) نجرب جميع القيم المتاحة ونختار الحالة التي أعطت أقل كتلة .

مثال1

نتابع المثال الذي بدأناه في الوحدتين السابقتين،حيث نريد الآن تصميم أخف هيكل للصاروخ،ونفرض أنه توفرت لدينا صفائح ألمنيوم لها الخصائص التالية

$r = 2700 Kg/m^3$

$E = 70 \times 10^9 Pa$

$s_y = 100 \times 10^6 Pa$

$v = 0.346$

أما السمك فتوفر عياريين فقط

$t = 1mm \ , \ t = 0.5mm$

1) من الأمثلة السابقة علمنا أن

$l = 1m$

$m = 10Kg$

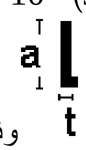
$f_{max} = 2g = 19.6 \qquad (g = 9.8 m/s^2)$

ومن المثال السابق حددنا نصف قطر محرك الدسر للصاروخ Rc بــ .045 m ،أما نصف القطر الخارجي R فهو أكبر بقليل وسنقدره بــ

$R = 0.05m$

2) نحسب العزم الأقصى M (تقريبا)

$M \approx 0.25 l m (g + f_{max}) = 0.25 * 1 * 10 * (9.8 + 19.6) = 73.5$

3) نختار أعضاء التقوية من النوع  ونعاملها(في المعادلات) على أنه من النوع  (والهدف من الثنية في الأسفل هو تسهيل التثبيت وزيادة صحة الافتراض القادم

$(k_{st} = 0.43$

ونقدر k_{st} و k_{sk} بالتالي

$k_{st} = 0.43$

$k_{sk} = 4$

4) نختار عدد أعضاء التقوية التالي N=8

5) نقدر قيمة l_e (وهي المسافة بين اطاريين) بــ $l_e = 0.1m$

6) نكتب الخصائص المتوفرة لــمادة الغلاف وهي (كما حددناها في بداية المثال)

$$r_{sk} = 2700 Kg/m^3$$
$$E_{sk} = 70\times10^9 Pa$$
$$s_{y,sk} = 100\times10^6 Pa$$
$$v_{sk} = 0.346$$

ونجرب إحدى قيم t_{sk} المتوفرة ولتكن $t_{sk} = 1\times10^{-3} m$

7) نكتب الخصائص المتوفرة لــمادة أعضاء التقوية وهي (كما حددناها في بداية المثال)

$$r_{st} = 2700 Kg/m^3$$
$$E_{st} = 70\times10^9 Pa$$
$$s_{y,st} = 100\times10^6 Pa$$
$$v_{st} = 0.346$$

ونجرب إحدى قيم t_{st} المتوفرة ولتكن $t_{st} = 1\times10^{-3} m$

8) نأخذ قيمة منطقية لــ b_{st} ولتكن $b_{st} = 0.01m$

9) نحسب b_{sk} A_{sk} I_{st} A_{st} r_{st}

$$b_{sk} = \frac{2pR}{N} = \frac{2p\times0.05}{8} = 0.039$$
$$A_{sk} = t_{sk}b_{sk} = 0.001\times0.039 = 3.9\times10^{-5}$$
$$I_{st} = \tfrac{1}{12} b_{st}^{3} t_{st} = \tfrac{1}{12}\times0.01^3\times0.001 = 8.3\times10^{-11}$$
$$A_{st} = t_{st}b_{st} = 0.001\times0.01 = 1\times10^{-5}$$
$$r_{st} = \sqrt{\frac{I_{st}}{A_{st}}} = \sqrt{\frac{8.3\times10^{-11}}{1\times10^{-5}}} = 0.00288$$

10) نحسب s_1 $s_{cr,sk}$ $s_{cr,E}$ $s_{cr,st}$ $s_{3,sk}$ $s_{3,st}$ s_2

$$s_1 = \frac{M}{p R^2 t_{sk}} = \frac{73.5}{p\times0.05^2\times0.011} = 9.36\times10^6$$
$$s_2 = \frac{2M}{NRA_{sk}} = \frac{2\times73.5}{8\times0.05\times1\times10^{-5}} = 3.675\times10^7$$
$$s_{3,st} = \frac{70\times10^9}{70\times10^9}\frac{2\times73.5}{8\times0.05\left(\frac{70\times10^9}{70\times10^9}1\times10^{-5} + 3.9\times10^{-5}\right)} = 7.5\times10^6$$

$$\sigma_{3,sk}=\frac{2M}{N\,R\left(\frac{E_{st}}{E_{sk}}A_{st}+A_{sk}\right)}=\frac{2\times 73.5}{8\times 0.05\left(\frac{70\times 10^{9}}{70\times 10^{9}}1\times 10^{-5}+3.9\times 10^{-5}\right)}=7.5\times 10^{6}$$

$$\sigma_{cr,st}=\frac{k_{st}\pi^{2}E_{st}}{12\left(1-\nu_{st}^{2}\right)}\left(\frac{t_{st}}{b_{st}}\right)^{2}=\frac{0.43\pi^{2}*70\times 10^{9}}{12\left(1-0.346^{2}\right)}\left(\frac{0.001}{0.01}\right)^{2}=2.8\times 10^{8}$$

$$\sigma_{cr,sk}=\frac{k_{sk}\pi^{2}E_{sk}}{12\left(1-\nu_{sk}^{2}\right)}\left(\frac{t_{sk}}{b_{sk}}\right)^{2}=\frac{0.43\pi^{2}*70\times 10^{9}}{12\left(1-0.346^{2}\right)}\left(\frac{0.001}{0.039}\right)^{2}=1.7\times 10^{8}$$

$$\sigma_{cr,E}=\frac{\pi^{2}E_{st}I_{st}}{A_{st}l_{e}^{2}}=\frac{\pi^{2}\times 70\times 10^{9}\times 8.3\times 10^{-11}}{1\times 10^{-5}\times 0.1^{2}}=5.7\times 10^{8}$$ [1]

11) نختبر الشروط ونلاحظ أن $\sigma_{1}<\sigma_{y,sk}$ و $\sigma_{3,st}<\sigma_{cr,st}$ و

$\sigma_{3,sk}<\sigma_{cr,sk}$ و $\sigma_{2}<\frac{\sigma_{y,st}}{2}$

ونحسب l_e/r_{st}

$l_e/r_{st}=0.1/0.00288=34.7$، أي $l_e/r_{st}>20$ وبالتالي نختبر الشرط

$\sigma_{3,st}<\sigma_{cr,E}$ ، ونلاحظ أنه تحقق.

ونختبر الشرطين الاضافيين (إن أردنا) ونلاحظ أن $\sigma_{3,st}<\frac{\sigma_{y,st}}{2}$ و $\sigma_{3,sk}<\frac{\sigma_{y,sk}}{2}$

وبالتالي كل الشروط متحققة

12) نحسب الكتلة الكلية للغلاف وأعضاء التقوية $mass_{st,sk}$

$$mass_{st,sk}=N\,l\left(A_{st}\rho_{st}+A_{sk}\rho_{sk}\right)=8\times 1\left(1\times 10^{-6}\times 2700+3.9\times 10^{-5}\times 2700\right)=1.06$$

13) نعيد الحل لـــ $t_{sk}=1\times 10^{-3}$ و $t_{st}=0.5\times 10^{-3}$ ،

ثم نعيد الحل لـــ $t_{sk}=0.5\times 10^{-3}$ و $t_{st}=1\times 10^{-3}$

ثم نعيد الحل لـــ $t_{sk}=0.5\times 10^{-3}$ و $t_{st}=0.5\times 10^{-3}$

ثم نعيد الحلول (بما فيها ما سبق في هذه النقطة (14)) لـــ $b_{st}=0.005$ أخرى مثلا

$b_{st}=0.005$ [2]

ونضع ما توصلنا إليه في جدول ، مثل الجدول التالي

---

1 هذه القيمة غير دقيقة ، وعموما عندما تكون $\sigma_{cr,E}>\frac{\sigma_{y}}{2}$ فإن علاقة Euler تصبح غير دقيقة ، ونفس الشيء قد يكون صحيح بالنسبة لـــعلاقات $\sigma_{3,skt}$ $\sigma_{cr,sk}$

2 ثم نعيد الحل جميعه لشكل أعضاء تقوية آخر، وهكذا ، إلى أن نصل إلى أقل كتلة ممكنة تحقق الشروط

#	t_{sk} (mm)	t_{st} (mm)	b_{st} (cm)	s_1 $\times 10^6 Pa$	s_2 $\times 10^6 Pa$	$s_{3,st}$ $\times 10^6 Pa$	$s_{3,sk}$ $\times 10^6 Pa$
1	1	1	1	9.3	36.7	7.45	7.45
2	1	.5	1	9.3	73.5	8.3	8.3
3	**.5**	**1**	**1**	**18.7**	**36.75**	**12.4**	**12.4**
4	.5	.5	1	18.7	73.5	14.9	14.9
5	1	1	.5	9.35	73.5	8.3	8.3
6	1	.5	.5	9.35	147	8.8	8.8
7	.5	1	.5	18.7	73.5	14.9	14.9
8	.5	.5	.5	18.7	147	16.6	16.6

#	$s_{cr,st}$ $\times 10^6 Pa$	$s_{cr,sk}$ $\times 10^6 Pa$	l_e / r_{st}	$s_{cr,E}$ $\times 10^6 Pa$	$mass_{st,sk}$ (kg)	تحقق الشروط
1	281	169	34	575	1.06	**نعم**
2	70	169	34	575	.95	لا
3	281	42	34	575	.64	**نعم**
4	70	42	34	575	.5	لا
5	1125 [1]	169	69	144	.956	لا
6	281	169	69	143	.9	لا
7	1125	42	69	143	.532	لا
8	281	42	96	143	.48	لا

نلاحظ أن أقل حالة تحقق الشروط هي حالة 3 ، وهي التي سوف نعتمدها في تصميمنا.

الاطارات

انظر الشكل(10)

وظيفتها :

1) المحافظة على الشكل الدائري لغلاف الصاروخ
2) منع انبعاج أعضاء التقوية (عن طريق تقليل l_e)
3) المساهمة في تثبيت الاجنحة وباقي الأجزاء

العزوم والقوى المؤثرة على الاطار (انظر الشكل(11)) :

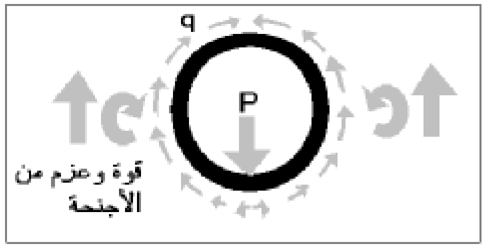
---

1 وهذه القيمة غير دقيقة لأنها أكبر من نصف جهد الاستسلام بكثير ، لكنها تدل على أن $s_{cr,st}$ عالية

1) قوة من الوزن الظاهري لأجزاء الصاروخ الملامسة للاطار أو المثبتة به (P)

2) القص (q) من الغلاف

3) عزم وقوة من الأجنحة (إذا كانت مثبتة بالإطار) ويعتمد مقدارها على طريقة التثبيت ، مثلا



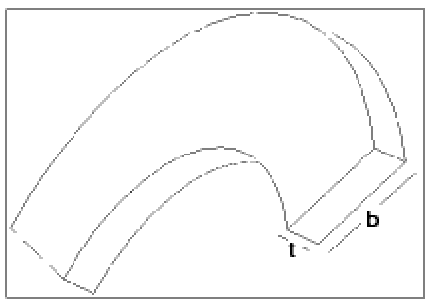
الشكل(11)

وهذه القوى والعزوم تنشئ اجهادات يجب أن لا تزيد عن s_u

مثلاً اقصى اجهاد ناتج من قوة P للاطار في الشكل(12) هو

$$s_{max} = \frac{4.5 P R}{p\, b^2\, t}$$

يجب أن يكون أقل من s_u



الشكل(12)

وسوف نعتمد هذه العلاقة لحساب قياسات الاطارات اللازمة لتحمل الوزن الظاهري للصاروخ أي

$$t_{fr,total} \geq \frac{4.5 W R}{p\, b_{fr}^{2}\, s_{y,fr}}$$

حيث $t_{fr,total}$ هي مجموع سمك الاطارات اللازمة لتحمل الوزن الظاهري ، و b_{frl} هي b في الشكل السابق

حيث استخدمنا $s_{y,fr}$ بدل $s_{u,fr}$

أما الاطارات اللازمة لتثبيت الأجنحة فسوف نصممها مع الأجنحة

تصميم الاطارات

1) نكتب قيم $f_{\max}$ R m l_e،التي حددناها سابقا
2) نحسب الوزن الظاهري للصاروخ W $W = m(g + f_{\max})$
3) نختار مادة متوفرة لصنع الاطارات[1] ونفضل صفائح الألمنيوم ،ونحدد $r_{y,fr}$ $s_{y,fr}$ وقيم السمك المتوفرة.
4) نجرب قيمة لـــ b_{fr} (قريبة من b_{st})
5) ندرس امكانية الحصول على $t_{fr,total}$ مناسبة ، بواسطة عدد مناسب من الصفائح المتوفرة ،بحيث نتمكن من تحقيق الشرط

$$t_{fr,total} \geq \frac{4.5 W R}{p\, b_{fr}^{\ 2}\, s_{y,fr}}$$

ونراعي أن يكون عدد الصفائح مناسب للحصول على l_e (المسافة بين صفيحتين)التي فرضناها في الدرس السابق

6) فإذا لم يمكن ذلك ، نغير قيمة b_{fr} ونعيد حساب $t_{fr,total}$ و هكذا
7) نحسب كتلة الاطارات

$$mass_{fr} = r_{fr}\, t_{fr,total}\, p \left(R^2 - \left(R - b_{fr}\right)^2\right)$$

8) نعيد من نقطة4 لـــ b_{fr}،ونختار التي تعطي أقل كتلة (أو الأكثر منطقية ومناسبة عملياً .)

مثال2

لنفرض أنه توفر لدينا نوعين من صفائح الألمنيوم ،لهما السمكين التاليين

$t = 1mm \;,\; t = 0.5mm$

ولهما نفس الكثافة وقيمة اجهاد الاستسلام

$r = 2700\, Kg/m^3 \;,\; s_y = 100 \times 10^6\, Pa$

وأردنا تصميم اطارات للصاروخ الذي بدأنا تصميمه في الأمثلة السابقة

الحل

1) من الأمثلة السابقة علمنا أن

$m = 10\,kg \;,\; R = 0.05m \;,\; g = 9.8 m/s^2 \;,\; f_{\max} = 2g = 19.6$

2) نحسب الوزن الظاهري الأقصى W

---

1 نحصل على الاطارات بواسطة قصها من الصفائح قصا ، وليس عن طريق ثني صفائح طولية ،لأن الثني يترك خلفه اجهادات مخزونة في المادة

$$W = m(g + f_{\max}) = 10(9.8 + 19.6) = 294$$

3) نكتب قيم الكثافة واجهاد الاستسلام الأقصى

$$r_{fr} = 2700\, Kg/m^3 \quad , s_{y,fr} = 100\times10^6\, Pa$$

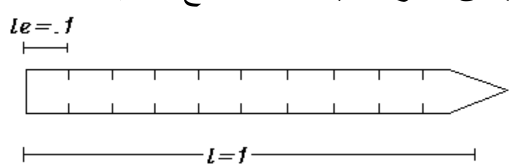
4) نختار قيمة لـــ b_{fr} مثلا $b_{fr} = 0.005$

5) نحسب الشرط

$$t_{fr,total} \geq \left(\frac{4.5 W R}{p\, b_{fr}^{\,2}\, s_{y,fr}} = \frac{4.5 * 294 * .05}{p * 0.005^2 * 100\times10^6} \right)$$

$$t_{fr,total} \geq 0.0084$$

فلو استخدمنا 9 صفائح ذات السمك 1mm ، لحصلنا على $t_{fr,total} = 0.009$ ، وهذا يحقق الشرط ،أيضا 9 صفائح مناسبة لـــ $l_e = 0.1$ التي افترضناها في المثال السابق ،



6) ......

7) نحسب كتلة الاطارات

$$mass_{fr} = r_{fr}\, t_{fr,total}\, p \left(R^2 - (R - b_{fr})^2\right)$$

$$= 2700\times0.009\times p \times\left(0.05^2 - (0.05-0.005)^2\right) = 0.036$$

8) نعيد من نقطة 4 لـــ b_{fr} أخرى ، مثلا $b_{fr} = 0.01$ ، فنحصل على الشرط $t_{fr,total} \geq 0.0021$ ، نستخدم 9 اطارات سمك .5mm لنحصل على $t_{fr,total} = 9 * 0.5\times10^{-3} = 0.0045$ ، ونحسب الكتلة $mass_{fr} = 0.0344$

ثم نعيد من نقطة 4 لـــ b_{fr} أخرى ، مثلا $b_{fr} = 0.03$ ، فنحصل على الشرط $t_{fr,total} \geq 0.00234$ ، نستخدم 24 اطار سمك 1mm لنحصل[1] على $t_{fr,total} = 24 * 1\times10^{-3} = 0.024$ ، ونحسب الكتلة $mass_{fr} = 0.0592$

ونضع الناتج في جدول مثل الجدول التالي

#	b_{fr} (cm)	الشرط (mm)	عدد[2] 1mm	عدد .5mm	$t_{fr,total}$ (mm)	$mass_{fr}$ (kg)
1	.5	$t_{fr,total} \geq 8.4$	9	0	9	.036
2	1	$t_{fr,total} \geq 2.1$	0	9	4.5	.0344

[1] لاحظ أن هذا يعني أن le ستكون أقل من 0.1 ، ولا مانع من هذا ،بل هو أمر جيد.

[2] أي عدد الصفائح ذات السمك 1mm التي سنستخدمها لهذه الحالة

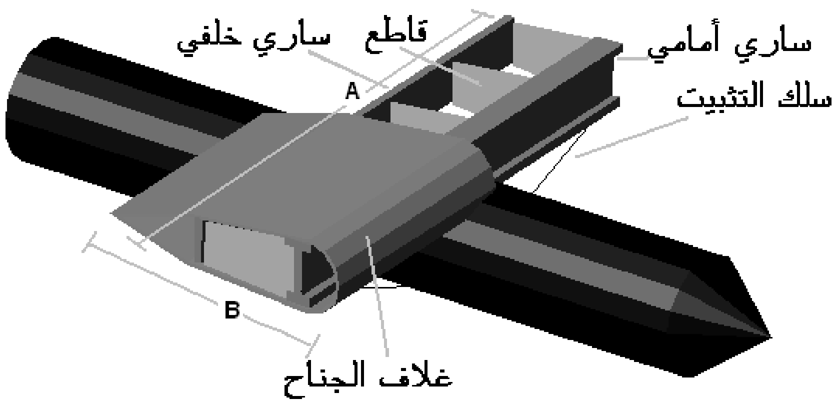
3	.3	$t_{fr,total} \geq 23.4$	24	0	24	.059

وسوف نختار الحالة الأولى(المظللة) .

الجناح

الجناح هو المسؤول الرئيسي عن رفع الصاروخ[1] ، أي أن الحمل عليه يساوي تقريبا الوزن الظاهري للصاروخ .

وسوف نختار تصميم الجناح كما في الشكل التالي



الشكل(13)

الجناح يتكون من **ساريين (spares)** ممتدين على طول الجناح ، الساريين مثبتين من منتصفهما مع بعض اطارات الصاروخ (سنسميها اطارات السواري) ، وهناك **سلك التثبيت** الذي يصل طرفي الساري الأمامي مع قاع اطارات السواري الخاصة به ،

ويتكون الجناح أيضا من **قواطع** تساهم في المحافظة على شكل ثابت لمقطع الجناح ، وله دور في منع انبعاج الساري الأمامي(عن طريق تقليل l_e للساري)

ويتكون الجناح أيضا من **الغلاف**

المعادلات :

---

1 في هذا الكتاب سوف نعتبر أن المسؤول عن الرفع هو الأجنحة والجنيحات فقط ، أي سوف نهمل أثر جسم الصاروخ في الرفع

كل ساري مسؤول عن تحمل جزء من الحمل ، لكن بما أننا لا نعرف مبدئيا حصة كل ساري من الحمل فسنقدرها (محتاطين) للساري الأمامي بـــ8W. وللخلفي بـــ7W.

معادلات <u>الساري الامامي(spare 1)</u> :

$$N = \frac{3W}{64}\frac{A}{R}\times 0.8$$

W: الوزن الظاهري للصاروخ

A : طول الساري (طول الجناح)

R : نصف قطر الصاروخ

N: قوة الضغط الطولي ← على الساري الأمامي (وتنشأ بسبب وجود السلك)

$$s_{compression,sp1} = \frac{N}{A_{sp1}}$$

$$\Rightarrow s_{compression,sp1} = \frac{3W}{64}\frac{A}{R}\times 0.8 \times \frac{1}{A_{sp1}}$$

$s_{compression,sp1}$ اجهاد الانضغاط في الساري الأمامي

A_{sp1} مساحة مقطع الساري الأمامي

$$s_{Euler,sp1} = \frac{p^2 E_{sp1} I_{sp1}}{l_{sp}{}^2 A_{sp1}}$$

$s_{Euler,sp1}$ اجهاد انبعاج Euler للساري الأمامي

I_{sp1} E_{sp1} هي I و E للساري الأمامي

l_{sp} هي أكبر مسافة بين قاطعين متتاليين (لاحظ أن هذا يعني أننا افترضنا أن القواطع توفر تثبيت بسيط للساري) ، (مع اعتبار منتصف الجناح أحد هذه القواطع سواء وجد قاطع أم لا)

$$s_{compression,sp1} < s_{Euler,sp1} \quad [1]$$

أي حتى لا يحدث انبعاج Euler

وإذا كان الساري يتكون من شريحة رقيقة ، فلا بد أن يكون اجهاد الضغط أقل أيضا من الاجهاد الحرج للشريحة ، أي:

---

[1] هذا الشرط ليس مهما عندما $l/r < 20$، لكننا ننوي اختباره.

$s_{compression,sp1} < s_{cr,plate,sp1}$

حيث

$$s_{cr,plate,sp1} = \frac{k_{sp1} p^2 E_{sp1}}{12\left(1 - v_{sp1}^2\right)} \left(\frac{t_{sp1}}{a_{sp1}} \right)^2$$

حيث k_{sp1} تعتمد على طريقة التثبيت وسوف نعتبرها في نموذجنا 4 (أنظر الملاحظة.......)

ويجب أن يكون (في حالة الشريحة الرقيقة) اجهاد الضغط أقل أيضا من اجهاد الانفتال الحرج

$s_{compression,sp1} < s_{cr,q,sp1}$

$$s_{cr,q,sp1} = \frac{G_{sp1} J_{sp1}}{I_{sp1}}$$

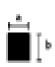
حيث J_{sp1} و I_{sp1} تعتمد على شكل وأبعاد الشريحة

$$M_{\max,sp1} = \frac{W\,A}{32} \times 0.7$$

Mmax, sp1 العزم الطولي ⟵ الأقصى وهو عند منتصف الساري

$$s_{bending,sp1} = M_{\max,sp1} \frac{y_{\max,sp1}}{I_{sp1}}$$

$s_{bending,sp1}$ اجهاد العزم في الساري الأمامي

$y_{\max,sp1}$ أبعد مسافة عن مركز مساحة مقطع الساري الأمامي (مثلا b/2 للمقطع )

$$s_{\max,sp1} = s_{compressin,sp1} + s_{bending,sp1}$$

$$\Rightarrow s_{\max,sp1} = \frac{3W}{64}\frac{A}{R} \times 0.8 \times \frac{1}{A_{sp1}} + \frac{W\,A}{32} \times 0.8 \times \frac{y_{\max,sp1}}{I_{sp1}}$$

$s_{\max,sp1}$ أقصى اجهاد في الساري الأمامي

$s_{\max,sp1} < s_{y,sp1}$

أي حتى لا يصل أقصى اجهاد في الساري إلى اجهاد الاستسلام s_y[1]

1 المفروض أن لا يصل إلى s_u لكن نفضل الاحتياط

أما <u>الساري الخلفي(spare 2)</u> فتذكر أنه لا يوجد سلك تثبيت وبالتالي لا يوجد اجهاد ضغط و بالتالي لا يوجد انبعاج ، والمعادلات كالتالي :

$$M_{\max,sp2} = \frac{W\,A}{8} \times 0.7$$

$$s_{\max,sp2} = M_{\max,sp2} \frac{y_{\max,sp2}}{I_{sp2}}$$

$$\Rightarrow s_{\max,sp2} = \frac{W\,A}{8} \times 0.7 \times \frac{y_{\max,sp2}}{I_{sp2}}$$

$$s_{\max,sp2} < s_{y,sp2}$$

حيث معاني الرموز تشبه معاني الرموز للساري الأمامي

ملاحظة : لم نهتم باجهاد القص في السواري لأنه عادة قليل ، لكن لا بد من التأكد في المراحل التالية من التصميم

<u>اطارات السواري[1]</u> : حسب الطريقة التي اعتمدناها لتثبيت السواري مع الاطارات فإن العلاقة التي استخدمناها سابقا(مع تعديل الرموز)

$$s_{\max} = \frac{4.5\,W\,R}{p\,b_{fr,sp}^{\;2}\,t_{fr,sp}}$$

جيدة لتقدير السمك الكلي لاطارات السواري، أي أن السمك الكلي لاطارات السواري $t_{fr,sp}$

$$t_{fr,sp} = \frac{4.5\,W\,R}{p\,b_{fr,sp}^{\;2}\,s_{y,fr,sp}}$$

حيث $b_{fr,sp}$ هي b التي في الشكل(12) لكن لإطارات السواري ، وهي لا تساوي بالضرورة b_{fr} لكنها قريبة منها ، و $s_{y,fr,sp}$ هي اجهاد الاستسلام لمادة اطارات السواري

<u>سلك التثبيت</u>

$$F_{wire} = \frac{3W}{32} \frac{\sqrt{(2R)^2 + (A/2)^2}}{R} \times 0.8$$

$$s_{wire} = \frac{F_{wire}}{A_{wire}}$$

F_{wire} قوة الشد في السلك

---

1 لكل ساري اطاران مثلا ، أو لكل ساري اطار ،.....

A_{wire} مساحة مقطع السلك

s_{wire} اجهاد الشد في السلك ، والذي يجب أن يكون أقل من اجهاد الاستسلام ، أي

$$s_{wire} < s_{y,wire}$$

$$A_{wire} > \frac{3W}{32}\frac{\sqrt{(2R)^2 + (A/2)^2}}{R} \times 0.8 \times \frac{1}{s_{y,wire}}$$

ملاحظة : معادلات الساري الأمامي اشتقت على فرض أن سلك التثبيت قوي كفاية[1] ومثبت بصورة جيدة ، وعموما كلما كان السلك أسمك كلما كان اجهاد الشد في الساري الأمامي أقل أما القواطع فنقدر سمكها وعددها منطقيا في هذه المرحلة ، وكذلك الغلاف.

ملاحظة : معامل الطيران للصاروخ C_{la} يساوي تقريبا معامل الطيران للجناح $C_{la,w}$، أي

$$C_{la} = C_{la,w} = \frac{2p\,\overline{AR_w}}{2 + \sqrt{4 + \overline{AR_w}^{\,2}\left(1 + mach^2\right)}}$$

حيث AR (نسبة باعية) (aspect ratio) تساوي في حالتنا

$$\overline{AR_w} = \frac{A}{B}$$

$$\text{Mach} = \frac{U}{\text{سرعة الصوت}}$$

حيث سرعة الصوت تساوي تقريبا 343 m/s [2]

$$W \approx C_{la,w}\, a_{\max}\, Q\, A\, B$$

$$Q = \tfrac{1}{2}\, r\, U^2$$

حيث U السرعة و $a_{\max}$ زاوية الطيران القصوى و W الوزن الظاهري الأقصى و r كثافة الهواء

---

1 أي أن $\dfrac{1}{1 + 24\dfrac{E_{sp,1}}{E_{wire}}\dfrac{I_{sp,1}}{A_{wire}b^3}\sqrt{(2R)^2 + (A/2)^2}} \sim 1$

2 تساوي $343\sqrt{\dfrac{T}{293}}$ حيث T هي درجة حرارة الجو بوحدة كلفن

ومن معادلة $\left(W \approx C_{la,w}\, a_{\max}\, Q\, A\, B\right)$ و معادلة $\overline{AR_w} = \frac{A}{B}$ ، نحصل على المعادلتين التاليتين

$$A \approx \sqrt{\frac{\overline{AR_w}\, W}{C_{la,w}\, a_{\max}\, Q}}$$

$$B \approx \sqrt{\frac{W}{\overline{AR_w}\, C_{la,w}\, a_{\max}\, Q}}$$

تصميم الجناح

1) نكتب قيمة السرعة U وزاوية الطيران القصوى $a_{\max}$ والتسارع العمودي الأقصى $f_{\max}$ وكتلة الصاروخ m و نصف قطر الصاروخ R التي حددناها مسبقا ،بالاضافة إلى كثافة الهواء r ،ثم نختار قيمة منطقية لــ $\overline{AR_w}$ ، ثم نحسب

$$Q = \tfrac{1}{2}\, r\, U^2$$

$$\text{Mach} = \frac{U}{\text{سرعة الصوت}}$$

$$C_{la,w} = \frac{2p\, \overline{AR_w}}{2 + \sqrt{4 + \overline{AR_w}^{\,2}\left(1 + Mach^2\right)}}$$

$$W = m\left(g + f_{\max}\right)$$

2) نحسب القيمة التقريبية[1] لــ A و B

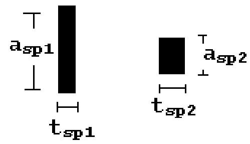
$$A \approx \sqrt{\frac{\overline{AR_w}\, W}{C_{la,w}\, a_{\max}\, Q}}$$

$$B \approx \sqrt{\frac{W}{\overline{AR_w}\, C_{la,w}\, a_{\max}\, Q}}$$

---

1 A B تقريبية لأن C_{la} التي استعملناها هنا تقريبية،لكن في وحدة5 سنحسب A B بصورة أدق (وستكون أقل بقليل من المحسوبة هنا) ، ولا داعي لإعادة التصميم لقيم A B الدقيقة ، لأن التصميم الذي سنضعه هنا سيكون أمتن (وأثقل) بقليل من المحسوب للقيم الدقيقة.

3) نختار قيمة l_{sp} (أكبر مسافة بين قاطعين متتاليين)



4) نختار شكل معين للسواري مثل ، ونحدد k_{sp1}

5) نكتب $\rho_{sp1}\ E_{sp1}\ \nu_{sp1}\ \sigma_{y,sp1}\ \rho_{sp2}\ G_{sp1}\ \sigma_{y,sp2}$ للمواد المتوفرة، ونجرب إحدى قيم الأبعاد المتوفرة $(a_{sp1}\ a_{sp2}\ t_{sp1}\ t_{sp2})$، مع مراعات أن تكون قيم $a_{sp1}\ a_{sp2}$ منطقية[1]

6) نحسب

$$I_{sp1} = \frac{1}{12} t_{sp1} a_{sp1}^{3}$$

$$A_{sp1} = t_{sp1} a_{sp1}$$

$$y_{\max,sp1} = \frac{a_{sp1}}{2}$$

$$I_{sp2} = \frac{1}{12} t_{sp2} a_{sp2}^{3}$$

$$A_{sp2} = t_{sp2} a_{sp2}$$

$$y_{\max,sp2} = \frac{a_{sp2}}{2}$$

$$J_{sp1} = \frac{a_{sp1} t_{sp1}^{3}}{3}$$

7) نحسب

$$\sigma_{compression,sp1} = \frac{3W}{64}\frac{A}{R} \times 0.8 \times \frac{1}{A_{sp1}}$$

$$\sigma_{Euler,sp1} = \frac{\pi^{2} E_{sp1} I_{sp1}}{l_{sp}^{2} A_{sp1}}$$

$$\sigma_{cr,plate,sp1} = \frac{k_{sp1}\pi^{2} E_{sp1}}{12\left(1-\nu_{sp1}^{2}\right)}\left(\frac{t_{sp1}}{a_{sp1}}\right)^{2}$$

$$\sigma_{cr,\theta,sp1} = \frac{G_{sp1} J_{sp1}}{I_{sp1}}$$

$$\sigma_{\max,sp1} = \frac{3W}{64}\frac{A}{R} \times 0.8 \times \frac{1}{A_{sp1}} + \frac{W}{32}\frac{A}{} \times 0.8 \times \frac{y_{\max,sp1}}{I_{sp1}}$$

---

[1] مثلا $a_{sp1} > a_{sp2}$ ، حتى يكون شكل الجناح مناسب هوائيا .

$$s_{\max,sp2} = \frac{W\,A}{8} \times 0.7 \times \frac{y_{\max,sp2}}{I_{sp2}}$$

8) نختبر الشروط

$$s_{compression,sp1} < s_{Euler,sp1}$$
$$s_{compression,sp1} < s_{cr,plate,sp1}$$
$$s_{compression,sp1} < s_{cr,q,sp1}$$
$$s_{\max,sp1} < s_{y,sp1}$$
$$s_{\max,sp2} < s_{y,sp2}$$

فإذا لم تتحقق أعدنا من نقطة5) لأبعاد أخرى $\left(a_{sp1}\,a_{sp2}\,t_{sp1}\,t_{sp2}\right)$

9) نحسب كتلة السواري

$$mass_{sp} = r_{sp1}A_{sp1}\,A + r_{sp2}A_{sp2}\,A$$

10) نجرب جميع القيم الممكنة لـــ $\left(a_{sp1}\,a_{sp2}\,t_{sp1}\,t_{sp2}\right)$ ونعيد إلى أن نحصل على أقل كتلة ممكنة للسواري

11) نختار مادة لاطارات السواري (نفس مادة الإطارات الأخرى مبدئيا) وبالتالي نحدد $s_{y,fr,sp}$ $r_{fr,sp}$ ، ونختار قيمة لـــ $b_{fr,sp}$ (نفس قيمة $b_{fr,sp}$ مبدئيا)، ثم نحسب السمك الكلي لاطارات السواري $t_{fr,sp}$ من العلاقة

$$t_{fr,sp} = \frac{4.5\,W\,R}{p\,b_{fr,sp}^{\;2}\,s_{y,fr,sp}}$$

12) نحسب كتلة اطارات السواري

$$mass_{fr,sp} = r_{fr,sp}\,t_{fr,sp}\,p\left(R^2 - \left(R - b_{fr,sp}\right)^2\right)$$

13) نختار سلك تثبيت بشرط أن تكون مساحة مقطعه

$$A_{wire} > \frac{3W}{32}\,\frac{\sqrt{(2R)^2 + (A/2)^2}}{R} \times 0.8 \times \frac{1}{s_{y,wire}}$$

ونفضل أن يكون أسمك ما يمكن (مع مراعاة الوزن)

14) نقدر سمك غلاف الجناح $t_{sk,wing}$ ، ونكتب كثافة مادته $r_{sk,wing}$ (حسب المتوفر ونفضل الألمنيوم)، ثم نحسب كتلته $mass_{sk,wing}$

$$mass_{sk,wing} \approx 2\,r_{sk,wing}\,A\,B\,t_{sk,wing}$$

15) نقدر عدد القواطع N_{ribs}

$$N_{ribs} \approx \frac{A}{l_{sp}}$$

ونقدر سمك مادة متوفرة مناسبة t_{ribs} ونكتب كثافتها r_{ribs} ، ثم نحسب كتلتها $mass_{ribs}$

$$mass_{ribs} \approx N_{ribs} r_{rips} B \frac{a_{sp1}+a_{sp2}}{2} t_{ribs}$$

16) نحسب الكتلة الكلية للجناح $mass_{wing}$

$$mass_{wing} = mass_{sp} + mass_{fr,sp} + mass_{ribs} + mass_{sk,wing}$$ [1]

17) نعيد الحل من البداية لقيم أخرى إلى أن نصل إلى أقل كتلة ممكنة (على أن تحقق الشروط طبعا).

ملاحظة : الساري الأمامي سوف يكون **عمليا** على شكل **I** و ليس **I** والسبب :كي نوفر تثبيت للشريحة حتى لا يحصل لها انبعاج (انبعاج شريحة) (لهذا افترضنا أن $k_{sp1} = 4$) ، وهناك فائدة ثانية وهي منع انبعاج Euler باتجاه عرض الجناح بمساعدة التثبيت مع الغلاف(بواسطة البراغي مثلا) ، ولن نتعرض لهذا الموضوع في هذا الكتاب نظرا لتداخله مع موضوع التثبيت (بالبراغي مثلا) وهو موضوع لا يناسب المرحلة الأولى من التصميم ، لكن يكفي التنبيه إلى هذه النقطة هنا .

مثال3

نتابع المثال السابق ، حيث نريد تصميم الجناح ، والمواد المتوفرة هي نفسها ، أي صفائح الألمنيوم ذات الخصائص التالية

$r = 2700 Kg/m^3$

$E = 70 \times 10^9 Pa$

$G = 26 \times 10^9 Pa$

$s_y = 100 \times 10^6 Pa$

$v = 0.346$

أما السمك فتوفر عياريين فقط

$t = 1mm \ , \ t = 0.5mm$

---

1 المفروض أن نضيف كتلة السلك أيضا ،لكنها قليلة ويمكن اهمالها

1) نكتب القيم التالية التي نعلمها مسبقا

$U = 75\ m/s$

$a_{\max} = 0.2\, rad$

$f_{\max} = 2g = 2*9.8 = 19.6\, m/s^2$

$m = 10\, Kg$

$R = 0.05\, m$

$r = 1.16\, Kg/m^3$ (للهواء)

ونختار $\overline{AR}_w$ للجناح

$\overline{AR}_w = 2$

ثم نحسب

$$Q = \tfrac{1}{2}\, r U^2 = \tfrac{1}{2} * 1.16 * 75^2 = 3262.5$$

$$Mach = \frac{U}{343} = \frac{75}{343} = 0.219$$

$$C_{la,w} = \frac{2p\, \overline{AR}_w}{2 + \sqrt{4 + 2^2\left(1 + 0.219^2\right)}} = 2.58$$

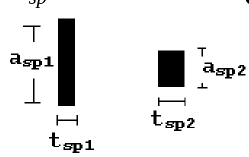
$$W = m\left(g + f_{\max}\right) = 10 * (9.8 + 19.6) = 294$$

2) نحسب أبعاد الجناح B A

$$A \approx \sqrt{\frac{\overline{AR}_w W}{C_{la,w}\, a_{\max}\, Q}} = \sqrt{\frac{2*294}{2.58*0.2*3262.5}} = 0.59$$

$$B \approx \sqrt{\frac{W}{\overline{AR}_w\, C_{la,w}\, a_{\max}\, Q}} = \sqrt{\frac{294}{2*2.58*0.2*3262.5}} = 0.3$$

3) نختار قيمة للمسافة بين القواطع ، $l_{sp} = 0.05m$



4) نختار الشكل التالي للسواري ونحدد،[1] $k_{sp1} = 4$

5) نكتب قيم $r_{sp1}\ E_{sp1}\ v_{sp1}\ s_{y,sp1}\ r_{sp2}\ G_{sp1}\ s_{y,sp2}$ التي توفرت لدينا.

---

[1] الساري الأمامي سوف يكون **عمليا** على شكل **I** و ليس **I**

$$\rho_{sp1} = 2700 Kg/m^3$$
$$E_{sp1} = 70\times10^9 Pa$$
$$G_{sp1} = 26\times10^9 Pa$$
$$\sigma_{y_{sp1}} = 100\times10^6 Pa$$
$$\nu_{sp1} = 0.346$$
$$\sigma_{y_{sp1}} = 100\times10^6 Pa$$
$$\rho_{sp2} = 2700 Kg/m^3$$

ونختار(نجرب) إحدى الصفائح للساري الأمامي ،ولتكن ذات السمك

$$t_{sp1} = 0.001m$$

ونجرب للساري الخلفي ، السمك

$$t_{sp2} = 0.001m$$

ونجرب قيمة منطقية لــ a_{sp1} و a_{sp2} ولتكن

$$a_{sp1} = 0.05\ m$$
$$a_{sp2} = 0.04\ m$$

6) نحسب

$$I_{sp1} = \tfrac{1}{12}\, t_{sp1} a_{sp1}{}^3 = \tfrac{1}{12} * 0.001 * 0.05^3 = 1.04\times10^{-8}$$
$$A_{sp1} = t_{sp1} a_{sp1} = 0.001 * 0.05 = 0.00005$$
$$y_{\max,sp1} = \frac{a_{sp1}}{2} = \frac{0.05}{2} = 0.025$$
$$J_{sp1} = \frac{a_{sp1} t_{sp1}{}^3}{3} = \frac{0.05 * 0.001^3}{3} = 1.67\times10^{-11}$$
$$I_{sp2} = \tfrac{1}{12}\, t_{sp2} a_{sp2}{}^3 = \tfrac{1}{12} * 0.001 * 0.04^3 = 5.3\times10^{-9}$$
$$A_{sp2} = t_{sp2} a_{sp2} = 0.001 * 0.04 = 0.00004$$
$$y_{\max,sp2} = \frac{a_{sp2}}{2} = \frac{0.04}{2} = 0.02$$

7) نحسب

$$\sigma_{compression,sp1} = \frac{3W}{64}\frac{A}{R}\times0.8\times\frac{1}{A_{sp1}} = \frac{3*294}{64}\frac{0.59}{0.05}\times0.8\times\frac{1}{5\times10^{-5}} = 5.2MPa$$

$$s_{Euler,sp1} = \frac{p^2 E_{sp1} I_{sp1}}{l_{sp}^2 A_{sp1}} = \frac{p^2 * 70\times10^9 * 1.04\times10^{-8}}{0.05^2 * 0.00005} = 57572\,MPa$$ [1]

$$s_{cr,plate,sp1} = \frac{k_{sp1} p^2 E_{sp1}}{12\left(1-v_{sp1}^2\right)}\left(\frac{t_{sp1}}{a_{sp1}}\right)^2 = \frac{4 * p^2 * 70\times10^9}{12\left(1-0.346^2\right)}\left(\frac{0.001}{0.05}\right)^2 = 104\,MPa$$

$$s_{cr,q,sp1} = \frac{G_{sp1} J_{sp1}}{I_{sp1}} = \frac{26*10^9 * 1.67*10^{-11}}{1.04*10^{-8}} = 41.6\,MPa$$

$$s_{\max,sp1} = \frac{3W}{64}\frac{A}{R}\times0.8\times\frac{1}{A_{sp1}} + \frac{W\,A}{32}\times0.8\times\frac{y_{\max,sp1}}{I_{sp1}}$$

$$= \frac{3*294}{64}\frac{0.59}{0.05}\times0.8\times\frac{1}{0.00005} + \frac{294*0.59}{32}\times0.8\times\frac{0.025}{1.04\times10^{-8}} = 13\,MPa$$

$$s_{\max,sp2} = \frac{W\,A}{8}\times0.7\times\frac{y_{\max,sp2}}{I_{sp2}} = \frac{294*0.59}{8}\times0.7\times\frac{0.02}{5.3*10^{-9}} = 57\,MPa$$

8) نختبر الشروط

$$s_{compression,sp1} < s_{cr,plate,sp1}$$

$$s_{compression,sp1} < s_{cr,q,sp1}$$

$$s_{\max,sp1} < s_{y,sp1}$$

$$s_{\max,sp2} < s_{y,sp2}$$

نلاحظ أنه تحقق الشروط

9) نحسب كتلة السواري

$$mass_{sp} = r_{sp1} A_{sp1}\,A + r_{sp2} A_{sp2}\,A$$

$$= 2700 * 5 * 10^{-5} * 0.59 + 2700 * 4 * 10^{-5} * 0.59 = 0.145$$

10) نعيد الحل $\left(a_{sp1}\,a_{sp2}\,t_{sp1}\,t_{sp2}\right)$ أخرى ،كما في الجدول التالي[2] ، ثم نختار أقل كتلة (أو المحققة لمواصفات أخرى تهمنا مثل a_{sp1} و a_{sp2} مناسبة)

#	1	2	3	4	5	6	7	8	9	10	11	12
$t_{sp1}(\times10^{-3}m)$	1	1	1	1	1	1	.5	.5	.5	.5	.5	.5

---

[1] هذه القيمة غير دقيقة أبدا ، لكنها تدل على أن قيمة انبعاج Euler عالية ، أو حتى لا يحصل ، وعموما كلما كانت قيمة انبعاج Euler أكبر من نصف جهد الاستسلام ، كلما كانت العلاقة السابقة غير دقيقة، ولكن سنستخدمها

2 المفروض جعل الجدول آخر خطوة ، فمثلا قيم **a_{sp1}** و **a_{sp2}** ستؤثر على كتلة القواطع ، فالمفروض ادخال حسابات القواطع في الجدول ، واختيار القيم التي تعطي أقل كتلة كلية ،لكن الحل سيكون نفسه تقريباً .

$t_{sp2}(\times 10^{-3} m)$	1	1	1	.5	.5	.5	1	1	1	.5	.5	.5
$a_{sp1}(\times 10^{-2} m)$	5	5	4	5	5	4	5	5	4	5	5	4
$a_{sp2}(\times 10^{-2} m)$	4	3	3	4	3	3	4	3	3	4	3	3
$I_{sp1}(\times 10^{-9} m^4)$	10.	10.	5.3	10.	10.	5.3	5.2	5.2	2.7	5.2	5.2	2.7
$A_{sp1}(\times 10^{-5} m^2)$	5	5	4	5	5	4	2.5	2.5	2	2.5	2.5	2
$y_{\max,sp1}(\times 10^{-2} m)$	2.5	2.5	2	2.5	2.5	2	2.1	2.5	2	2.5	2.5	2
$J_{sp1}(\times 10^{-12} m^4)$	17	17	13	17	17	13	5.3	2.1	1.7	2.1	2.1	1.7
$I_{sp2}(\times 10^{-9} m^4)$	5.3	2.2	2.2	2.6	1.1	1.1	5.3	2.2	2.2	2.7	1.1	1.2
$A_{sp2}(\times 10^{-5} m^2)$	4	3	3	2	1.5	1.5	4	3	3	2	1.5	1.5
$y_{\max,sp2}(\times 10^{-2} m)$	2	1.5	1.5	2	1.5	1.5	2	1.5	1.5	2	1.5	1.5
$s_{compression,sp1}(\times 10^{6})$	2.6	2.6	3.2	2.6	2.6	3.2	5.2	5.2	6.5	5.2	5.2	6.5
$s_{Euler,sp1}(\times 10^{6} Pa)$	5.7	5.7	3.7	5.8	5.7	3.7	5.8	5.8	3.7	5.7	5.8	3.7
$s_{cr,plate,sp1}(\times 10^{6} Pa)$	104	104	163	104	104	163	26	26	41	26	26	40
$s_{cr,q,sp1}(\times 10^{6} Pa)$	41	41	65	41	41	65	10	10	16	10	10	16
$s_{\max,sp1}(\times 10^{6} Pa)$	13	13	19	13	13	19	26	26	39	26	26	39
$s_{\max,sp2}(\times 10^{6} Pa)$	57	101	101	113	202	202	57	101	101	114	202	202
$mass_{sp}(Kg)$	.15	.13	.11	.11	.1	.09	.1	.09	.08	.07	.06	.06
تحقق الشروط	نعم	لا	لا	لا	لا	لا	**نعم**	لا	لا	لا	لا	لا

نلاحظ أن الحالة الأولى و السابعة تحققان الشروط وسوف نختار السابعة (المظللة) ونكتب لها القيم التالية التي سنحتاجها بعد قليل

$$a_{sp1} = 0.05 m$$

$$a_{sp2} = 0.04 m$$

$$mass_{sp} = 0.105 Kg$$

11) نكتب صفات المادة المتوفرة لصناعة اطارات السواري ، وهي نفس الصفائح السابقة،أي

$$r_{fr,sp} = 2700 Kg/m^3$$

$$s_{y,fr,sp} = 100 * 10^6 Pa$$

ونختار $b_{fr,sp}$ ليكون مساوي لــ b_{fr} (وهذا ليس ملزماً)،أي

$b_{fr,sp} = 0.05m$

ونحسب السمك الكلي للاطارات $t_{fr,sp}$ ، أي

$$t_{fr,sp} = \frac{4.5\, W\, R}{p\, b_{fr,sp}{}^{2}\, s_{y,fr,sp}} = \frac{4.5 * 294 * 0.05}{p * 0.005^{2} * 100 * 10^{6}} = 0.0084$$

وهو سمك يمكن توفيره تقريباً بالمواد المتوفرة (أي صفائح الـــ 1mmو5mm. التي اعتبرناها متوفرة)

12) نحسب كتلة اطارات الأجنحة

$$mass_{fr,sp} = r_{fr,sp}\, t_{fr,sp}\, p\left(R^{2} - \left(R - b_{fr,sp}\right)^{2}\right)$$
$$= 2700 * 0.0084 * p\left(0.05^{2} - (0.05 - 0.005)^{2}\right) = 0.034$$

13) سلك التثبيت الذي ننوي استعماله ، يجب أن تكون مساحة مقطعه أكبر من المقدار التالي

$$A_{wire} > \frac{3W}{32} \frac{\sqrt{(2R)^{2} + (A/2)^{2}}}{R} \times 0.8 \times \frac{1}{s_{y,wire}}$$

$$A_{wire} > \left(\frac{3 * 294}{32} \frac{\sqrt{(2 * 0.05)^{2} + (0.59/2)^{2}}}{0.05} \times 0.8 \times \frac{1}{100 * 10^{6}} = 1.37 \times 10^{-6} \right)$$

أي نصف قطره أكبر من 0.66mm ، وهذا متوفر ولن ندخله في حساب الكتلة (خفيف).

14) نختار صفيحة الـــ 0.5mm لصنع غلاف الجناح ،أي

$$t_{sk,wing} = 0.5 \times 10^{-3}$$
$$r_{sk,wing} = 2700\ Kg / m^{3}$$

ونحسب الكتلة لها

$$mass_{sk,wing} \approx 2\, r_{sk,wing}\, A\, B\, t_{sk,wing}$$
$$= 2 * 2700 * 0.59 * 0.295 * 0.5 * 10^{-3} = 0.47$$

15) نحسب عدد القواطع

$$N_{ribs} \approx \frac{A}{l_{sp}} = \frac{0.59}{0.05} = 11.8 \approx 12$$

وسوف نصنعها من صفيحة الـــ 5mm. ،أي

$$t_{ribs} = 0.5 * 10^{-3}$$
$$r_{rips} = 2700\, Kg / m^{3}$$

$$mass_{ribs} \approx N_{ribs} r_{rips} B \frac{a_{sp1} + a_{sp2}}{2} t_{ribs}$$
$$= 12 * 2700 * 0.295 * \frac{0.05 + 0.04}{2} * 0.5 \times 10^{-3} = 0.215$$

حيث a_{sp1} و a_{sp2} هي التي اعتمدناها في الجدول.

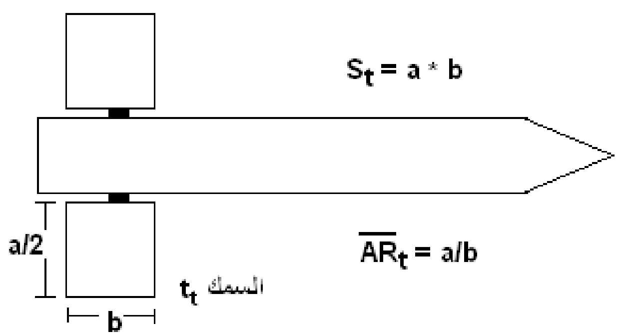
16) نوجد كتلة الجناح كاملا (بما فيها اطاراته)

$$mass_{wing} = mass_{sp} + mass_{fr,sp} + mass_{ribs} + mass_{sk,wing}$$
$$= 0.105 + 0.034 + 0.215 + 0.47 = 0.824\,Kg$$

الجنيحات

..(هذا الدرس يعتمد على بعض القيم في درس التصميم للطيران العمودي(1) في وحدة 5 ، لذا يجب أن نؤخر تصميم الجنيحات إلى بعد الانتهاء من التصميم للطيران العمودي(1) ، وقد وضعناه هنا لمناسبة موضوع هذه الوحدة لموضوعه)..

تصميم الجنيحات سيكون أبسط من تصميم الجناح ، حيث سنصممه من صفيحة معدنية فقط ، والشكل التالي يبين الأبعاد t_t a b



الشكل(14)

أقصى عزم طولي على الجنيحات M_t ، يعطى بالعلاقة

$$M_t = \frac{F_t}{2} \frac{a}{4} \times \frac{x_{\max} + h_{\max}}{h_{\max}} = \frac{F_t a}{8} \times \frac{x_{\max} + h_{\max}}{h_{\max}}$$

حيث χ_{max} و h_{max} هي زوايا الانفتال القصوى (وحدة 5) ، و F_t هي القوة القصوى على الجنيحات عندما ينفتلان بالزاوية القصوى h_{max} ، و أدخلنا الحد $\frac{\chi_{max}+h_{max}}{h_{max}}$ لندخل أثر القوة المؤثرة على الجنيحات بفعل الانفتال χ_{max} .

وأقصى إجهاد على الجنيحات يعطى بالمعادلة

$$s_{max,t}=\frac{M_t\times t_t/2}{\frac{1}{12}bt_t^3}=\frac{6M_t}{bt_t^2}$$

ويجب أن لا يزيد هذا الاجهاد عن اجهاد الاستسلام لمادة الجنيحات ، أي

$$s_{max,t}<s_{y,t}$$

ونستطيع أن نشتق من المعادلات الثلاث السابقة ، المعادلة التالية

$$t_t>\sqrt{\frac{3\,\overline{AR}_t\,F_t}{4s_{y,t}}\times\frac{\chi_{max}+h_{max}}{h_{max}}}$$

حيث $\overline{AR}_t=\frac{a}{b}$.

أي أن سمك صفيحة الجنيحات t_t يجب أن يكون أكبر من المقدار المبين ، حتى لا يصل الاجهاد الأقصى إلى اجهاد الاستسلام .

ومساحة الجنيحات تحسب من العلاقة

$$S_t=\frac{F_t}{h_{max}C_{lat}Q}$$

حيث المساحة هي $S_t=a\times b$

ومن المعادلة $S_t=a\times b$ و المعادلة $\overline{AR}_t=\frac{a}{b}$ نستطيع حساب b a

$$a=\sqrt{\overline{AR}_t\,S_t}$$

$$b=a=\sqrt{\frac{S_t}{\overline{AR}_t}}$$

أما الكتلة فهي

$$mass_t=r_t\times S_t\times t_t$$

<u>خطوات تصميم الجنيحات</u>

1) نكتب قيمة U ، ثم من الخطوة الأولى في درس التصميم للطيران العمودي(1) في الوحدة 5 ،نأخذ قيمة $\overline{AR}_t$ ، ثم نحسب

$$\text{Mach} = \frac{U}{\text{speed of air}}$$

$$C_{la,t} = \frac{2p\,\overline{AR}_t}{2+\sqrt{4+\overline{AR}_t^{\,2}\left(1+Mach^2\right)}}$$

2) من الخطوة الثانية في درس التصميم للطيران العمودي(1) في الوحدة 5 ،نأخذ قيمة F_t و x_{max} و h_{max} ، ونكتب قيمة كثافة الهواء r ، ثم نحسب

$$Q = \tfrac{1}{2}\, r\, U^2$$

$$S_t = \frac{F_t}{h\, Q\, C_{la,t}}$$

$$a = \sqrt{\overline{AR}_t\, S_t}$$

$$b = \sqrt{\frac{S_t}{\overline{AR}_t}}$$

3) نحدد اجهاد الاستسلام $s_{y,t}$ و الكثافة r_t لأحد الصفائح المتوفرة لصناعة الجنيح ، ونختار الصفيحة التي لها أقل سمك t_t يحقق الشرط

$$t_t > \sqrt{\frac{3\,\overline{AR}_t\, F_t}{4\, s_{y,t}} \times \frac{x_{max} + h_{max}}{h_{max}}}$$

4) نحسب الكتلة $mass_t$

$$mass_t = r_t \times S_t \times t_t$$

مثال4

نريد تصميم جنيحات للصاروخ الذي نصممه في أمثلتنا

1) نكتب قيمة U

$$U = 75\, m/s$$

ثم من الخطوة الأولى في درس التصميم للطيران العمودي(1) في الوحدة 5 ،نأخذ قيمة $\overline{AR}$

$$\overline{AR} = 2$$

ثم نحسب

$$Mach = \frac{U}{speed\ of\ air} = \frac{75}{343} = 0.219$$

$$C_{la,t} = \frac{2p\,\overline{AR_t}}{2+\sqrt{4+\overline{AR_t}^{\,2}\left(1+Mach^2\right)}} = \frac{2p*2}{2+\sqrt{4+2^2\left(1+0.219^2\right)}} = 2.58$$

2) من الخطوة الثانية في درس التصميم للطيران العمودي(1) في الوحدة 5 ،نأخذ قيمة

$h_{\max}$ و $x_{\max}$ و F_t

$$F_t = 58.8\,N$$
$$x_{\max} = 0.1\,rad$$
$$h_{\max} = 0.1 rad$$

ونكتب قيمة كثافة الهواء r

$$r = 1.16$$

ثم نحسب

$$Q = \tfrac{1}{2}\, r\,U^2 = \tfrac{1}{2} * 1.16 * 75^2 = 3262.5$$
$$S_t = \frac{F_t}{h\,Q\,C_{la,t}} = \frac{58.8}{0.1*3262.5*2.58} = 0.0697$$
$$a = \sqrt{\overline{AR}_t\, S_t} = \sqrt{2*0.0697} = 0.3735$$
$$b = \sqrt{\frac{0.0697}{2}} = 0.1867$$

3) انفرض أنه توفرت لدينا ثلاث أنواع صفائح ألمنيوم ، ولها جميعها المواصفات التالية

$$s_{y,t} = 100\times10^6$$
$$r_t = 2700$$

أما السمك فهو 2mm 1mm 0.5mm

من الشرط

$$t_t > \sqrt{\frac{3\,\overline{AR}_t\, F_t}{4s_{y,t}} \times \frac{x_{\max}+h_{\max}}{h_{\max}}}$$
$$> \sqrt{\frac{3*2*58.8}{4*100*10^6} \times \frac{0.1+0.1}{0.1}}$$
$$> 0.00133$$

نلاحظ أن الصفيحة الوحيدة الصالحة هي ذات السمك 2mm ،أي

$$t_t = 0.002$$

4) نحسب الكتلة $mass_t$

$$mass_t = r_t \times S_t \times t_t = 2700 * 0.0697 * 0.002 = 0.376$$

انتهى المثال

الكتلة الكلية

خطوة التصميم الأخيرة هي حساب الكتلة الكلية $mass_{st,sk,fr,wing,t}$: لأعضاء التقوية والغلاف والاطارات والجناح والجنيحات

$$mass_{st,sk,fr,wing,t} = mass_{st,sk} + mass_{fr} + mass_{wing} + mass_{t}$$

لو اردنا حسابها للأمثلة السابقة

$$mass_{st,sk,fr,wing,t} = mass_{st,sk} + mass_{fr} + mass_{wing} + mass_{t}$$
$$= 0.64 + 0.036 + 0.824 + 0.376 = 1.9$$

أي الكتلة تساوي 1.9 Kg ، وهي قيمة جيدة.

الوحدة الرابعة

مراجعة في هندسة التحكم

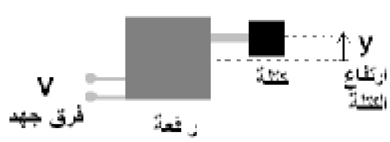
هندسة التحكم تمكننا من تصميم دارة كهربائية تدعى compensator (**<u>المعدِّل</u>**) واختيار صفات جهاز قياس (مثل جهاز قياس التسارع والزاوية) ، من أجل تركيبها في آلة ما (مثل الصاروخ الموجه)، بهدف زيادة استقراريتها وزيادة سرعة استجابتها لأوامر التوجيه وتحسين مواصفات أخرى.

وفي هذا الكتاب سنتجنب تفاصيل هذا العلم عن طريق استخدام برناج Matlab ، مع شرح ما يهمنا من هذا البرنامج[1].[2]

وفي هذه الوحدة سيكون شرحنا مركز على مثال رافعة بدل الصاروخ الموجه، لكن الطرق التي تنطبق على الرافعة تنطبق على أي آلة أخرى (بما فيها الصاروخ الموجه).

مثال 1 ||| الرافعة (نظام الدارة المفتوحة)

وهي عبارة عن رافعة كهربائية مصغرة ، مهمتها رفع (أو خفض) كتلة ما طبقا لأوامر يصدرها شخص ما عن طريق تغيير قيمة فرق الجهد الكهربائي (الفولتية) الداخل إلى الرافعة ، أنظر الشكل(1).



الشكل(1)

عندما يكون فرق الجهد صفر تكون الكتلة على ارتفاع صفر (وسط الرافعة)،وعندما يكون فرق الجهد عند قيمة موجبة معينة (مثلا 4V) يكون الارتفاع موجب(مثلا 10cm) ،

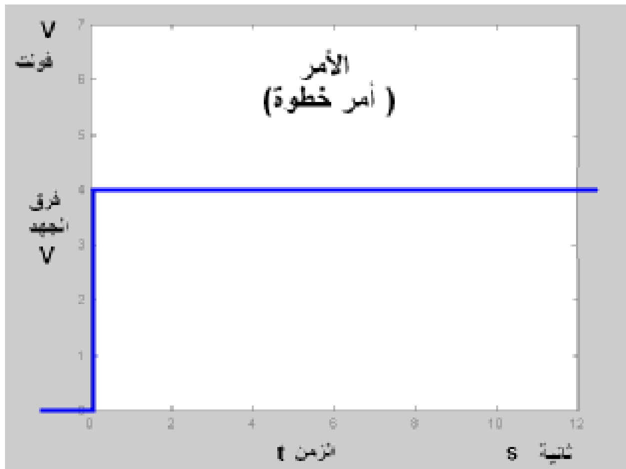
---

[1] في هذا الفصل عند كتابة أحد أوامر Matlab سوف نستخدم الخط `ABCDEFG abcdefg`

[2] علم هندسة التحكم هو علم أساسي جدا في صناعة الصواريخ الموجهة ، لذا أنصح بقراءة كتاب عن هذا العلم على أن يكون هذا الكتاب يحتوي على شرح وتطبيقات لــ Matlab ، وهذا العلم هو أحد مساقات تخصص هندسة الميكانيك (وتوابعها)

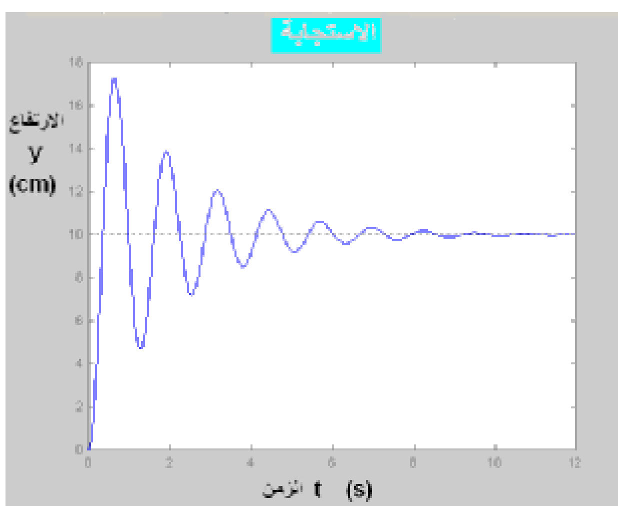
وعندما يكون فرق الجهد عند قيمة سالبة معينة (مثلا ‎-4V‎) يكون الارتفاع سالب(مثلا - ‎10cm‎) .

الآن لنفرض أن فرق الجهد كان صفر (أي الارتفاع أيضا كان صفر) ، ثم قمنا برفع فرق الجهد فجأة إلى ‎4V‎ (أي كما في الشكل(2) ، ويسمى اقتران خطوة(step) مقدارها ‎4V‎)



الشكل(2)

نلاحظ ان طريقة استجابة الرافعة (طريقة تغير الارتفاع مع الزمن) ، كانت كما في الشكل(3)



الشكل(3)

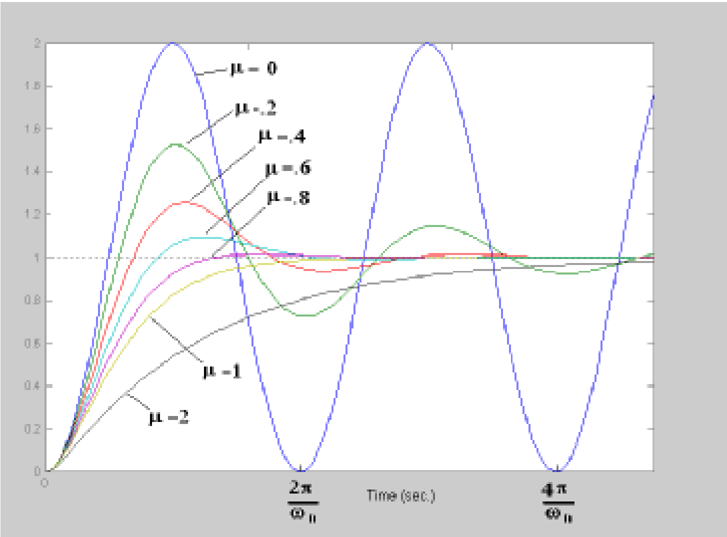
أي ارتفعت خلال زمن معين (.64 s) (ويسمى زمن أقصى ارتفاع tp) إلى أن وصلت قيمة قصوى (17.3 cm) (yp) ، ثم انخفضت بمقدار أقل ثم ارتفعت وانخفضت و هكذا، لكن كل مرة بمقدار أقل ، إلى أن اقتربت من الاستقرار على ارتفاع ثابت (الارتفاع النهائي (y_∞)) (10 cm) بعد حوالي (7.6 s) (ts)، ثم استقرت على هذا الارتفاع (y_∞) بعد زمن .

الرافعة السابقة سيئة المواصفات[1] ، حيث لزمها زمن طويل لتنفيذ اللأمر (بطيئة الاستجابة) (ts tp كبيرة) ، أيضا قيمة زيادة yp فوق (y_∞)كبيرة نسبيا (فوق القمة عالية) مما قد يؤدي إلى تحطيم الرافعة عند الاوامر القوية (بسبب اصطدام ذراع الرافعة بأعلى الرافعة).

(نهاية المثال)

إذن الآلة الجيدة هي سريعة الاستجابة و قليلة فوق القمة .

وهناك معيار آخر مهم للحكم على آلة ما ، وهو w_n m [2] ، والشكل(4) يوضح الاستجابة لأمر خطوة لعدة قيم لــ m (لعدة آلات مثلا) ، نستنتج من الشكل أن w_n عالية تعني استجابة سريعة ، و m من 0.5-0.7 جيدة فوق القمة وجيدة سرعة الاستجابة .



الشكل(4)

---

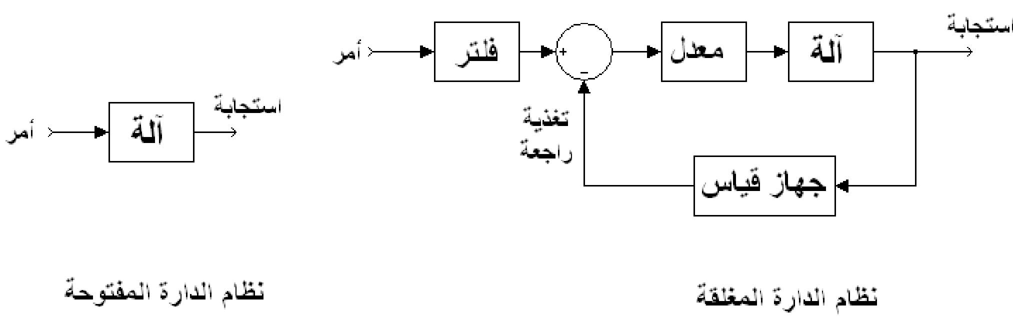
1 الذي يحدد سوء هذه المواصفات فعلا هو الوظيفة المطلوبة من الآلة

2 m تلفظ ميو (mu)

نظام الدارة المغلقة

في الرافعة التي تكلمنا عنها سابقا كان هناك أمر من الشخص وتنفيذ من اللآلة وهذا يسمى نظام الدارة المفتوحة .

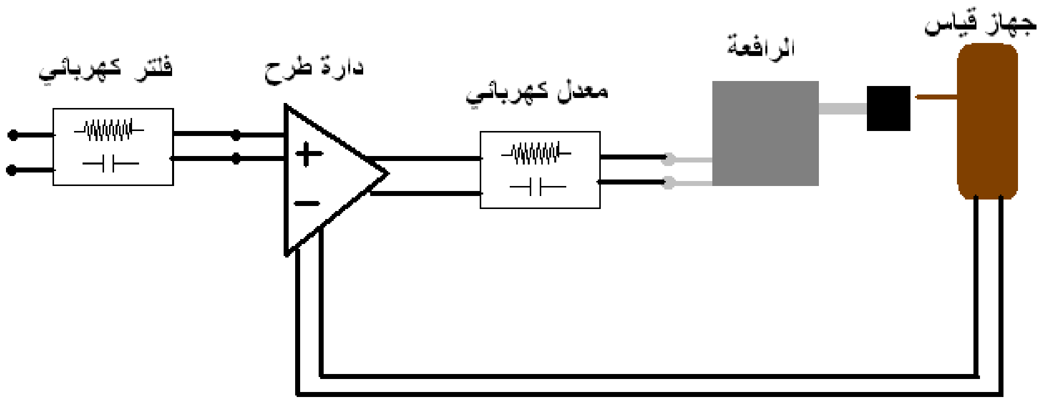
وهناك نظام آخر يسمى نظام الدارة المغلقة ، وهذا النظام يعتمد على وجود جهاز قياس يقيس باستمرار استجابة الآلة (الارتفاع في الرافعة) ، ويرسل القيمة (على شكل اشارة كهربائية عادة) إلى الآلة على صورة تغذية راجعة مثبطة ، لتطرح من اشارة الأمر (المفلترة[1] أحيانا) ، ثم تدخل الاشارة الناتجة إلى دارة كهربائية (المعدل) ، ثم ترسل الاشارة الناتجة إلى الآلة .



الشكل(5)

مثال 2 ||| نظام الدارة المغلقة للرافعة

وهو موضح في الشكل التالي

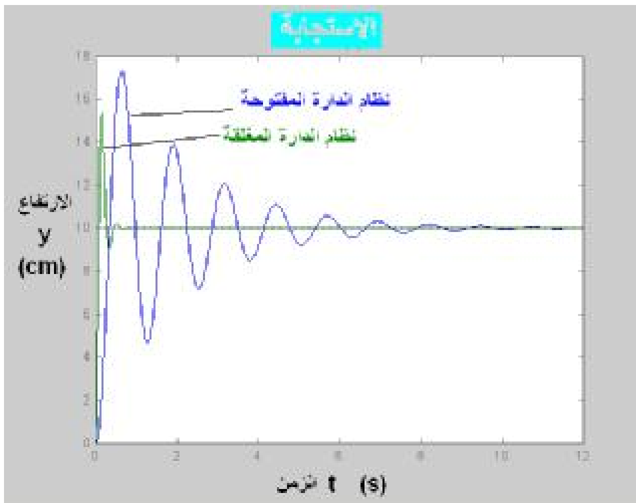


الشكل(6)

1 أعني المارة بدارة الفلتر الكهربائية

حيث وضعنا جهاز قياس يقيس ارتفاع الكتلة (y) ويرسل الناتج على شكل فرق جهد كهربائي ،يطرح من فرق جهد الأمر المفلتر ، ويرسل الناتج إلى معدل كهربائي ، يخرج منه فرق الجهد بصورة معدلة (بطريقة مدروسة) ، ثم يدخل فرق الجهد الناتج إلى الرافعة ، ثم يقيس جهاز القياس الارتفاع ..... وهكذا.

الآن لنفرض أننا أرسلنا لهذا النظام المغلق أمر خطوة مقدارها 4V (أي نفس الأمر الذي استخدمناه في مثال1 للدارة المفتوحة) ، فنتجت عندنا الاستجابة الموضحة باللون الأخضر في الشكل(7)



الشكل(7)

نلاحظ أن tp ts قلّت ، وأن yp قلّت .

أي زادت سرعة الاستجابة ، وقلّت قيمة فوق القمة ، أي أن مواصفات الاستجابة تحسنت .

إذن نظام الدارة المغلقة (المصمم بطريقة صحيحة) ، يحسن مواصفات الاستجابة للآلة.[1]

اقتران التحويل

لكل آلة (رافعة أو معدل أو جهاز قياس أو صاروخ موجه) اقتران يبين كيفية استجابة الآلة للأوامر ، ويسمى اقتران التحويل ، ونحصل عليه بالاعتماد على معطيات الآلة (مثلا قيم المقاومة الكهربائية في المعدل ومساحة الذيل في الصاروخ الموجه) ،أو يكون معروف للآلات المشتراة (مثل أجهزة القياس المشتراة).

---

1 لكن إن كان مصمم بطريق خاطئة فسوف تسوء مواصفات الاستجابة ، بل قد تصبح الآلة غير مستقرة.

وبواسطة اقتران التحويل نستطيع دراسة صفات الاستجابة للآلة ، ونستخدمه أيضا لتصميم المعدل وجهاز القياس (تصميم الدارة المغلقة) اللازمات لتحسين صفات الاستجابة .
وأسهل طريقة للتعامل مع اقترانات التحويل هي حاسوبيا (Matlab).

مثال 3 ||| نظام الدارة المفتوحة ||| اقتران التحويل

الرافعة السابقة كان لها اقتران التحويل التالي

$$G(s) = \frac{62.5}{s^2 + s + 25}$$

*** لادخال هذا الاقتران إلى Matlab نكتب :

```
n_G = [62.5];
```

حيث n_G هي بسط اقتران التحويل

```
d_G = [1    1    25];
```

حيث d_G هي معاملات مقام اقتران التحويل [1]

```
G = tf( n_G ، d_G)
```

الأمر tf (يعني transfer function أي اقتران التحويل) ، فينتج على الشاشة اقتران التحويل التالي

```
Transfer function:
    62.5
------------
s^2 + s + 25
```

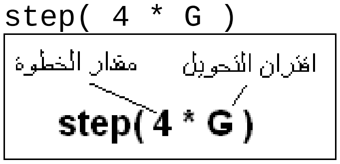
ملاحظة : الرموز مثل n_G ليست ملزمة لنا بل يمكننا استخدام رموز أخرى (مثلا x1) لكن يجب الانتباه إلى استخدام الرمز نفسه في باقي الحل، أي G = tf(x1 ، d_G)

ملاحظة : عند وضع الفاصلة المنقوطة (;) بعد أحد أوامر الـ matlab فإن النتيجة لا تظهر على الشاشة ولكنها تخزن في الذاكرة (المؤقتة) ، أما الفاصلة العادية (،) فتظهر النتيجة وتخزن في الذاكرة.

***ولرسم الاستجابة لأمر خطوة (step) مقدارها 4V نكتب

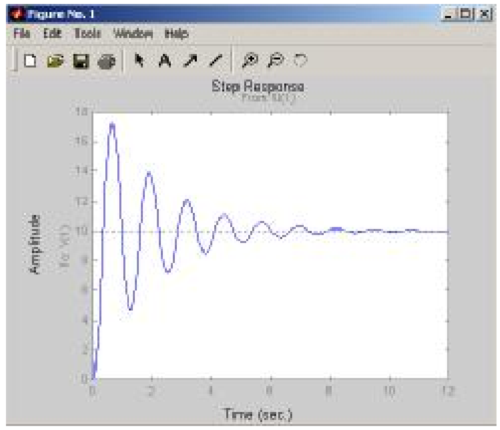
```
step( 4 * G )
```

حيث



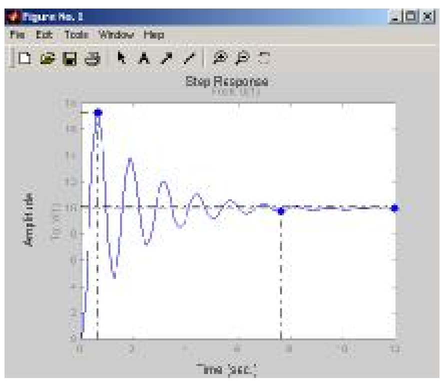
فتظهر رسمة الاستجابة لأمر الخطوة (الشكل التالي)

1 لو كان أحد العوامل صفر نضع صفر

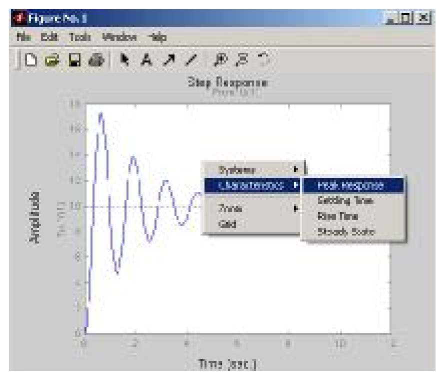


الشكل(8)

*** ولمعرفة المواصفات (yp،tp،ts) نضغط زر الفأرة الأيمن فوق الرسمة و نختار ما نريد (شكل(9)) لنحصل على شكل(10) مثلا

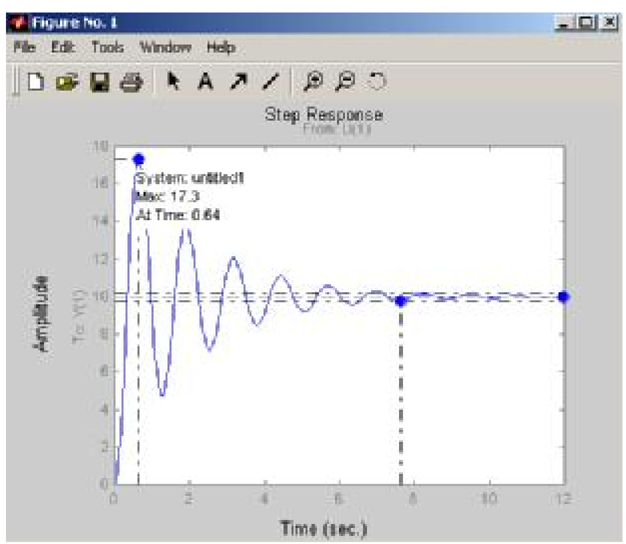


الشكل(10)



الشكل(9)

ثم نضغط زر الفأرة الأيسر فوق أحد الدوائر(الزرقاء) ، لنحصل على القيم (الشكل(11))



الشكل(11)

****أما لحساب w_n m نكتب

```
[wn،mu] = damp(G)
```

حيث mu تعني m

فينتج

```
wn =

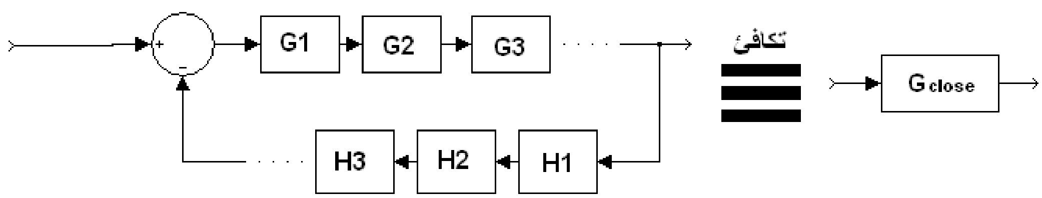
     5
     5


mu   =

    0.1000
    0.1000
```

ملاحظة : أحيانا توجد لدينا أكثر من قيمة لـــ w_n m، عندها نختار w_n m التي لها أقل حاصل ضرب ، (أنظر مثال4)

تبسيط الدارات



الشكل(12)

حيث الدارة المكافئة G_close تحسب بواسطة Matlab بالأمر التالي

G_close = feedback(G1*G2*G3*... ، H1*H2*H3*...)

والأفضل استخدام الأمر

G_close = feedback(minreal(G1*G2*G3*...) ، (minreal(H1*H2*H3*...))

والأمر minreal وظيفته هي اختصار الحدود المتشابهة بين البسط والمقام لاقتران التحويل ،ونفضل استخدامه عند ضرب أو قسمة أو جمع اقتراني تحويل أو أكثر ، وأحيانا عدم استخدامه يسبب مشاكل في رسم الاستجابة.

مثال 4 ||| نظام الدارة المغلقة ||| اقتران التحويل

قلنا اقتران التحويل للرافعة كان

$$G(s) = \frac{62.5}{s^2 + s + 25}$$

أما للمعدل (الذي استخدمناه في مثال2) فهو

$$G_c(s) = 33.55\frac{s+9.7}{s+41.2}$$

أما جهاز القياس

$$H(s) = \frac{7860}{s^2+120s+22500}$$

فلو أردنا ايجاد الدارة المكافئة ، نقوم بـــ

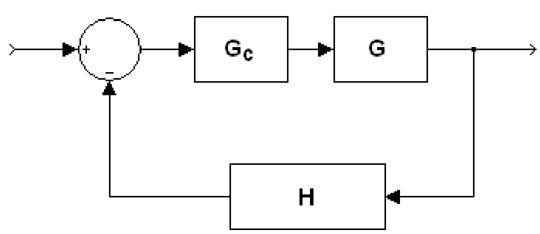
ادخال G Gc H إلى Matlab (بالطريقة في مثال3)

```
n_G = [62.5];
d_G = [1    1   25];
G = tf( n_G  ،  d_G )

n_Gc = 33.55*[1   9.7];
d_Gc = [1   41.2];
Gc = tf( n_Gc  ،  d_Gc )

n_H = [7860];
d_H = [1    120   22500];
H = tf( n_H  ،  d_H )
```

تبسيط الدارة (الموضحة في الشكل التالي) لدارة مكافئة (بالطريقة المشروحة قبل هذا المثال
)



الشكل(13)

```
G_close = feedback( Gc*G   ،  H  )
```

أما إذا أردنا رسم استجابة النظام المغلق(أي شكل(13)) لأمر خطوة مقدارها 4V ، فكل ما علينا هو رسم هذه الاستجابة للدارة المكافئة G_close ،أي(كما هو مبين في مثال3):

```
step(G_close * 4)
```

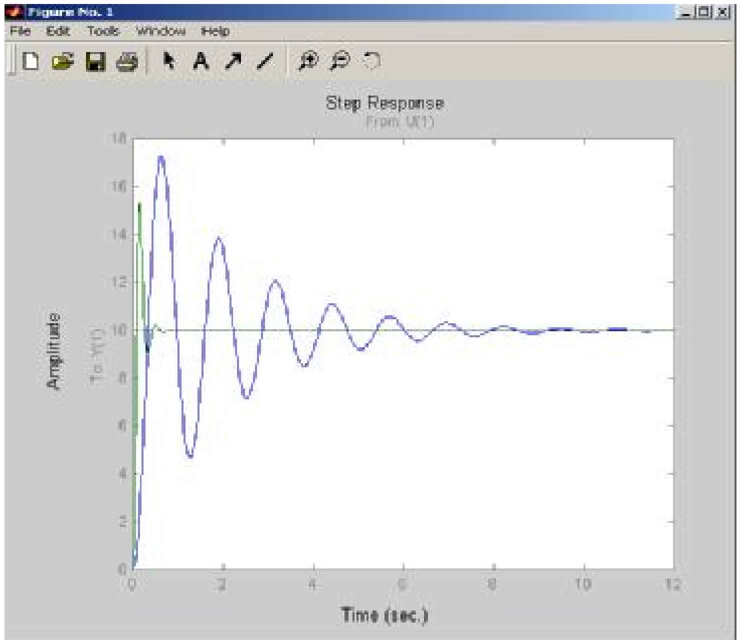
أما إذا أردنا رسم استجابة النظام المفتوح والمغلق معا نكتب

```
step(4 * G   ،   4 * G_close)
```

حيث سيظهر خطان ، الأزرق للأول (4*G) (النظام المفتوح) ،والأخضر للثاني (4*Gc) (النظام المغلق)

رسمته باللون الأزرق   رسمته باللون الأخضر

step(4 * G , 4 * G_close)



الشكل(14)

ولمعرفة المواصفات (yp،tp،ts) نكرر ما فعلناه في مثال3 ......

أما لحساب w_n m للنظام المغلق أي($w_{n,close}$ m_{close}) ، نحسبها للمكافئ (G_close) بطريقة مثال3

```
[wn_close ، mu_close] = damp(G_close)
```

فينتج

```
wn_close =

   20.0090
   20.0090
   20.7101
  148.5804
  148.5804


 mu_close

    0.4499
    0.4499
    1.0000
    0.4155
    0.4155
```

وكما قلنا في مثال3 ، نختار فقط wn_close mu_close التي لها أقل حاصل ضرب نضرب بواسطة Matlab :

```
wn_close   .*  mu_close
```
[1]

لنحصل على :

```
 9.0029
 9.0029
20.7101
61.7421
61.7421
```

إذن μ_{close} $w_{n,close}$ التي تهمنا هي الأولى ، أي

wn_close = 20.0090 (~20)

mu_close = 0.4499 (~.45)

ملاحظة:إذا كانت قيم حاصل الضرب متقاربة ،فهذا يعني أن هناك أكثر من μ_{close} $w_{n,close}$ تهمنا

انتهى المثال

نلاحظ من المثالين السابقين أن استجابة النظام المغلق (الذي كانت له $w_{n,close}=20$ و $\mu_{close}=0.45$) أفضل[2](أسرع وأقل فوق القمة) من استجابة النظام المفتوح (الذي كانت له $w_n=5$ & $\mu=0.1$) ، وهذا يؤكد ما قلناه سابقا أن زيادة w_n تزيد سرعة الاستجابة وأن قيمة μ قريبة من .7-.5 جيدة سرعة الاستجابة وجيدة فوق القمة

ونلاحظ أيضا أن اضافة جهاز قياس ومعدل مناسبين إلى الآلة (جعلها نظام دارة مغلقة) يحسن مواصفات استجابتها[3]

توحيد التكبير[4]

وهو جعل تكبير اقتران تحويل معين يساوي واحد، أي جعل المخرج لاقتران التحويل يساوي واحد عند مدخل يساوي واحد ، وهذا العملية تساعد في مقارنة استجابة اقترانات التحويل المختلفة على نفس الرسمة (كما سنرى في الأمثلة).

---

1 انتبه : الضرب بـــ .* و ليس بـــ *

2 انظر الشكل(14)

3 الخطوة الأولى لتحسين مواصفات الآلة هي محاولة التعديل على الآلة نفسها ، مثل تكبير مساحة ذيل الصاروخ الموجه، لكن تحسين مواصفات معينة قد يسئ مواصفات أخرى (سواء كانت مواصفات استجابة أو حتى مواصفات أخرى كالوزن مثلا)

4والاسم من وضعي

وأمر الـــMatlab المستخدم لتوحيد تكبير اقتران التحويل G

```
G_unity = G/ dcgain(G)
```

حيث G_unity هو اقتران التخويل موحد التكبير.

والأمر dcgain هو أمر matlab يستخدم لحساب تكبير اقتران تحويل معين.[1]

نلخص طريقة تصميم نظام الدارة المغلقة بالتالي

1) نحدد صيغة لاقتران التحويل للآلة[2]
2) نحاول التعديل على الآلة نفسها لتحسين الاستجابة قدر الامكان
3) نصنع أو نشتري جهاز القياس المناسب ، ونحدد اقتران التحويل الخاص به.
4) نوجد حاسوبيا اقتران التحويل للمعدل المناسب لتحسين مواصفات الاستجابة.
5) نحدد اقتران التحويل الدقيق للمعدل الكهربائي الممكن صناعته اعتمادا على المواد المتوفرة (وهو طبعا قريب من المحسوب حاسوبيا)[3]
6) نوجد اقتران التحويل للفلتر المناسب

الفلتر [4]

أولا أنظر إلى الشكل5 والشكل6

هناك نوعين من الفلاتر التي تهمنا

الفلتر المكبر: وهو عبارة عن دارة مكبر كهربائية ، ولا علاقة له بتحسين صفات الاستجابة للآلة ، ووظيفته هي تحديد تكبير الدارة المغلقة، مثلا في مثال الرافعة قد نرغب أن تعطي الرافعة في النظام المغلق ارتفاع 10cm عند فرق جهد 4V (كما كانت في النظام المفتوح) ، عندها نحتاج إلى فلتر مكبر بقيمة تكبير معينة.

ودارته الكهربائية كالتالي

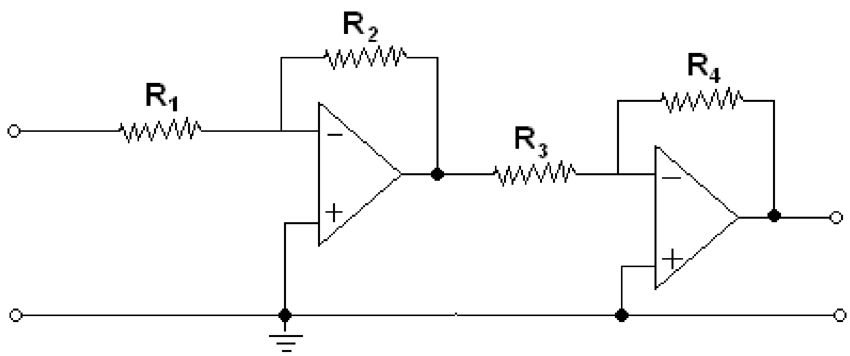
---

1 بشرط أن يستقر المخرج النهائي على قيمة معينة.

2 اقتران التحويل للصاروخ الموجه معطى في وحدة 5

3 ونفضل اعادة الاختبار الحاسوبي لمناسبة اقتران التحويل الجديد للدارة ، خصوصا إن كان الفرق بين الاقترانين كبير نسبيا.0

4 للعلم يمكن استخدام الفلتر للدارة المفتوحة ،أي نضيفه قبل الآلة لتحسين بعض المواصفات ،لكن فائدته قليلة ، أما الفائدة الحقيقية له هي مكمل للدارة المغلقة.



الشكل(15)

له اقتران التحويل

$$G_f(s)=K_f$$

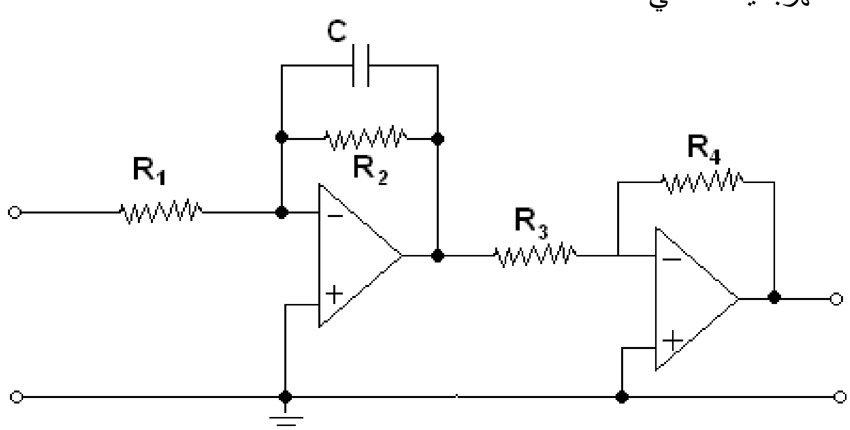
حيث $K_f=\frac{R_4}{R_3}\frac{R_2}{R_1}$

كما يمكننا دمج الفلتر المكبر مع المعدل و جهاز القياس(أي الاستغناء عن الفلتر المكبر وتعديل تكبير المعدل وجهاز القياس).

فلتر مثبط :

وظيفته هي تقليل فوق القمة لنظام معين(للنظام المغلق في نموذجنا)،لكنه يقلل سرعة الاستجابة.

ودارته الكهربائية كالتالي



الشكل(16)

له اقتران التحويل

$$G_f(s)=\frac{K_f}{t_f s+1}$$

حيث $K_f = \frac{R_4}{R_3}\frac{R_2}{R_1}$ و $t_f = R_2 C$

<u>تصميم الفلتر</u> :

<u>بعد تصميم المعدل وكتابة اقتران التحويل للنظام المغلق G_close</u>[1]، نحدد قيمة التكبير للفلتر ، تبعاً لقيمة المخرج المطلوبة لمدخل معين

$$K_f = \frac{\text{المخرج المطلوب}}{\text{المدخل * تكبير النظام المغلق}} = \frac{\text{المخرج المطلوب}}{\text{dcgain(G_close) * المدخل}}$$

إن كنا راضين عن الاستجابة للنظام المغلق دون فلتر ،نستخدم فلتر مكبر له اقتران التحويل التالي

$$G_f(s) = K_f$$

أما إن كانت فوق القمة عالية نجرب وضع فلتر مثبط ،ونجرب قيمة لـــ t_f، ويكون اقتران التحويل للفلتر

$$G_f(s) = \frac{K_f}{t_f s + 1}$$

ونختبر الاستجابة للاقتران المغلق المفلتر،فإن لم تحل مشكلة فوق القمة نعيد لـــ t_f جديدة ،وهكذا إلى أن نصل إلى استجابة جيدة .

حيث اقتران التحويل للمغلق المفلتر G_cf

G_cf = G_close*Gf

المعدل

وهو عبارة عن دارة كهربائية تستخدم لتحسين مواصفات الاستجابة لنظام معين.

وهناك أنواع مثيرة من المعدلات : معدل مسبق ، معدل مؤخر ، معدل مسبق-مؤخر، معدل مكبر.

المعدل المكبر[2]

---

[1] تصميم الفلاتر يأتي بعد تصميم المعدل (نظام الدارة المغلقة)،لكننا فضلنا شرحها هنا كي نضمها إلى خطوات التصميم في المعدلات ،ولإدخالها في الأمثلة.

2 اسمه مكبر و ليس معدل مكبر بل ولا يعد من المعدلات أصلا ، لكن استخدمنا هذا الاسم لتمييزه عن المكبر الذي سوف نضعه قبل الدارة المغلقة.

وهو عبارة عن مكبر كهربائي (amplifier) ، اقتران التحويل له هو

$$G_c(s)=KK$$

حيث KK هي قيمة التكبير، ودارته الكهربائية هي نفس المبينة في الشكل(15) (حيث $KK=\frac{R_4}{R_3}\frac{R_2}{R_1}$)

ووظيفته هي تحسين مواصفات الاستجابة للآلة (أي تحسين wn_close mu_close)،
وسنشرح طريق تصميمه بمثال

مثال5 ||| تصميم معدل مكبر للرافعة ||| root locus[1]

سنحاول تصميم معدل مكبر ، من أجل تحسين مواصفات الاستجابة للرافعة السابقة التي لها اقتران التحويل

$$G(s)=\frac{62.5}{s^2+s+25}$$

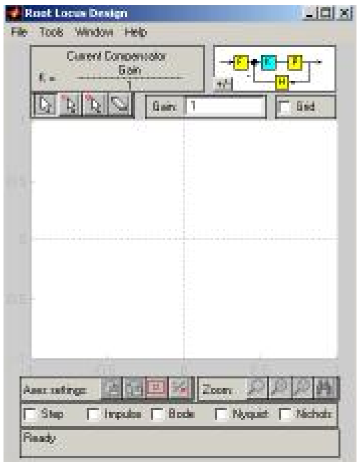
مع استخدام جهاز القياس الذي استخدمناه في المثال4 ، أي

$$H(s)=\frac{7860}{s^2+120s+22500}$$

والطريقة هي ادخال اقتراني التحويل السابقين إلى Matlab بالطريقة التي تعلمناها في مثال4

ثم نكتب في الMatlab **rltool**

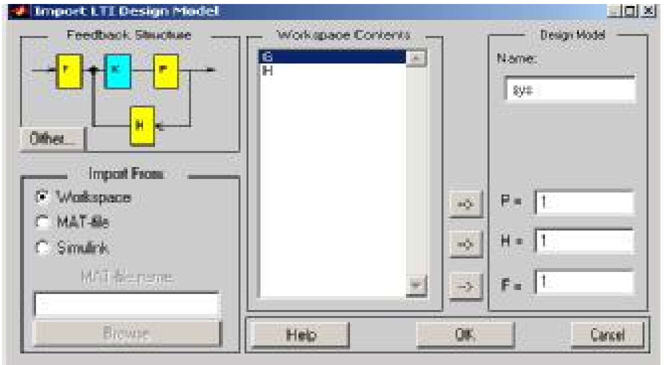
فيظهر الشكل



الشكل(17)

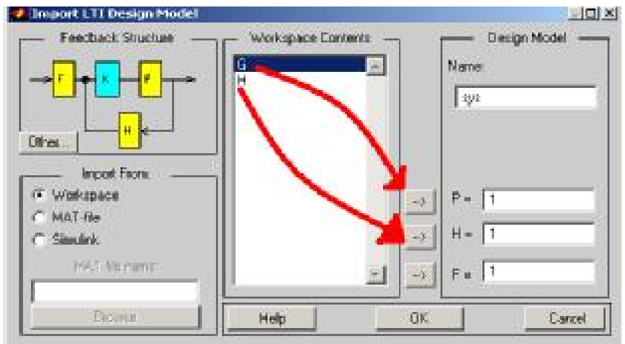
1 وهو اسم الطريقة التي سوف نستخدمها

ثم نختار file ثم Import Model فيظهر



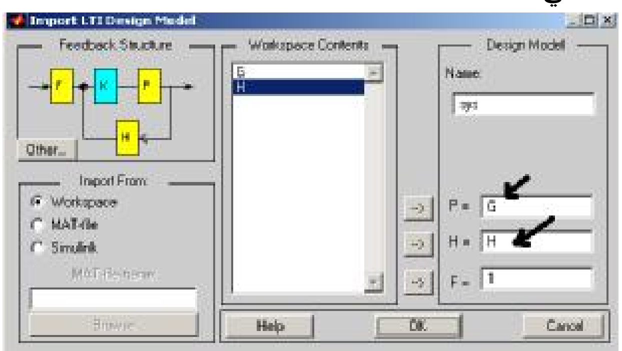
الشكل(18)

ثم نختار G ليكون هو اقتران التحويل للآلة ، وذلك بالضغط على G ثم على السهم المحاذي لــP (كما في الشكل التالي) ، ثم نختار H ليكون هو اقتران التحويل لجهاز القياس بنفس الطريقة السابقة.



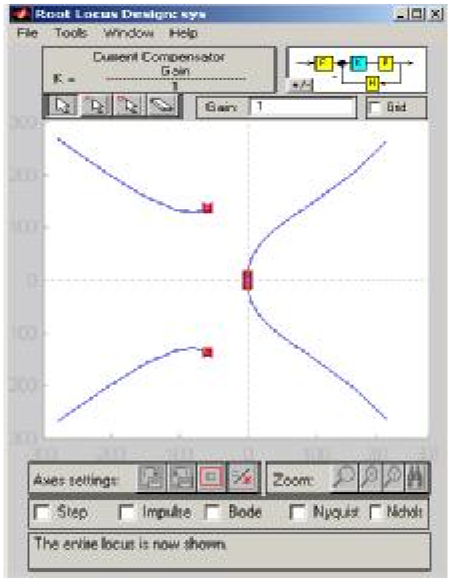
الشكل(19)

فنحصل على الشكل التالي



الشكل(20)

ثم نضغط OK ، فيظهر الشكل التالي

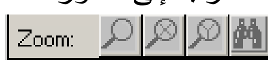


الشكل(21)

المربع الأحمر :

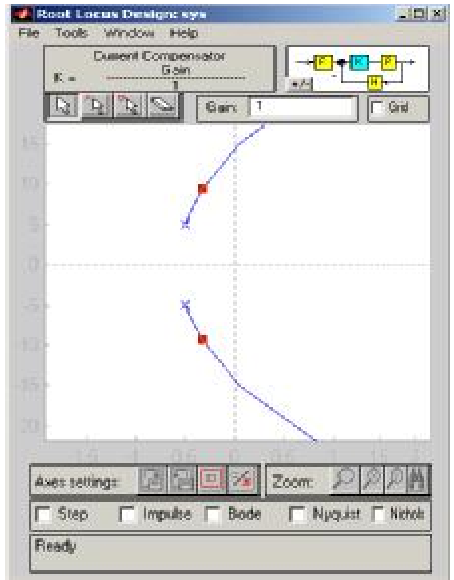
المربعات الحمراء التي تظهر في الشكل مهمة جدا :

- فوجود أحدها على يمين محور الصادات ، يعني أن النظام المغلق غير مستقر ، وهذا ما لا نريده
- ومكانها يحدد قيمة w_n m [1] للدارة المغلقة ، وكذلك قيمة التكبير للمعدل المكبر
- وطريقة تصميم المعدل المكبر تعتمد أساساً على تحريكها و الضغط عليها (كما سنرى)

والمربعات التي تهمنا هي الأقرب إلى محور الصادات[2] ، لذا نكبر المربعين القريبين من محور الصادات بواسطة  ، لنحصل على الشكل التالي مثلاً

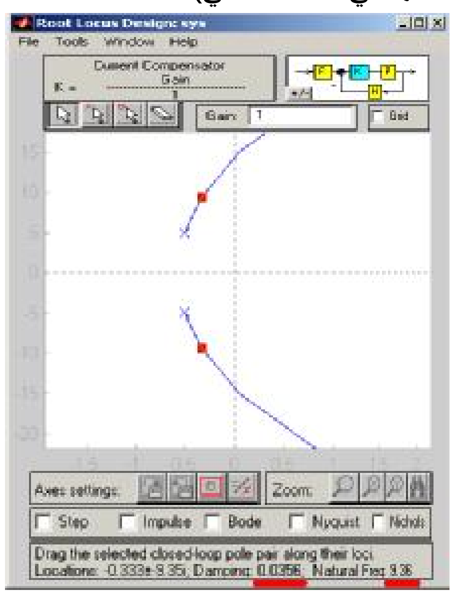
1 أي $w_{n,close}$ m_{close} ، وسوف نسميها من الآن فصاعدا w_n m

2 وهذا معناه التي لها أقل حاصل ضرب mu*wn ، وعليه فإذا كان قرب المربعات الحمراء من محور الصادات متقارب فهذا يعني أن المربعات التي تهمنا هي أكثر من (زوج) واحد



الشكل(22)

لمعرفة قيمة w_n m للنظام المغلق نضغط فوق المربع الأحمر ، ثم نأخذها من أسفل الشكل (وضعت خط أحمر تحتها في الشكل التالي)

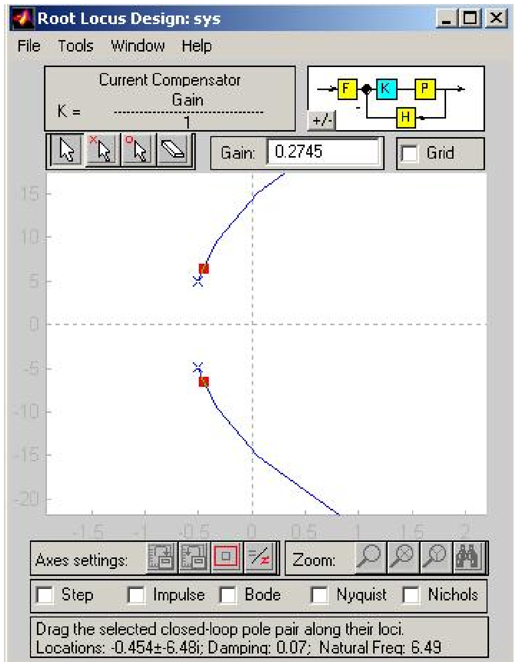


الشكل(23)

حيث حصلنا على $w_n = 9.36$ $m = 0.0356$ ، نلاحظ أن قيمة m سيئة جدا (للتأكد نستطيع الضغط على ☐ Step لتصبح ☑ Step ، فتظهر لنا رسمة استجابة النظام المغلق لأمر الخطوة ، ونلاحظ أن الاستجابة سيئة جدا)

الآن سنحاول تحسين قيمة m بواسطة جر (drag) المربع الأحمر (الضغط عليه وتحريكه مع إبقاء الضغط عليه) ، ثم إذا حصلنا على m مناسبة نعتمدها ، **ونأخذ قيمة التكبير KK للمعدل المكبر من** Gain: **الموجودة في أعلى الشكل.**

مثلا حركنا المربع الأحمر حتى حصلنا على الشكل التالي



الشكل(24)

حيث حصلنا على $w_n = 6.94$ ، $KK = 0.2745$ ، $m = 0.07$ ،

فلو كانت هذه الاستجابة مقبولة لقلنا أن المعدل المكبر الذي سوف نستخدمه له التكبير KK = 0.2745 ، ولَكان الحلّ (التصميم) انتهى هنا ، لكن للأسف $m = 0.07$ هي قيمة سيئة جدا، (وجرب إن شئت رسم الاستجابة لأمر الخطوة بواسطة ☑ Step)

إذن نعيد الكرة ونحاول تغيير مكان المربع الأحمر للحصول على (m و w_n) مقبولة ، لكن سنلاحظ أن هذا مستحيل .

إذن نستنتج أن المعدل المكبر لا يفيد لتحسين صفات الاستجابة **هنا** ، لذا لا بد من تصميم معدل من نوع آخر.[1]

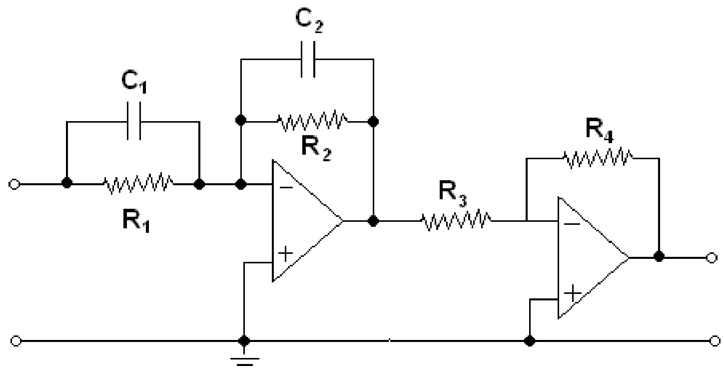
انتهى المثال

1 بالاضافة إلى تصميم الفلتر المناسب إن لزم.

المعدل المسبق

ويستخدم لتحسين قيمة w_n m للنظام ، أي تحسين سرعة الاستجابة وزيادة الاستقرارية ، ومحاولة تحسين قيمة فوق القمة.

ودارته الكهربائية كالتالي:



شكل(25)

واقتران التحويل له هو

$$G_c(s) = K_c \frac{s + \frac{1}{T}}{s + \frac{1}{gT}} \quad , \quad 0 < g < 1$$

حيث

$$T = R_1 C_1 \quad , \quad g = \frac{R_2 C_2}{R_1 C_1} \quad , \quad K_c = \frac{R_4 C_1}{R_3 C_2}$$

<u>**تصميم معدل مسبق**</u>[1]:

1) نحدد اقتران التحويل للآلة وجهاز القياس المتوفر

2) نحدد بناءاً على صفات الاستجابة المرغوبة للنظام قيمة لـــ w_n m

3) نحسب الزاوية y[2] للمعدل من خلال المعادلات

$$s_0 = w_n\left(-m + i\sqrt{1-m^2}\right)$$

$$y = \pm p\,(2n+1) - \langle(G(s_0)H(s_0))^{3}$$

حيث n عدد صحيح (0،1،2،...) يعطي أقل زاوية موجبة لـــ y

---

1 وهو أهم موضوع في هذه الوحدة

2 تلفظ بساي

3 لاحظ أننا نستخدم نظام الزوايا radian

4) إذا كانت y أكبر من $p/3$ ، نعيد من خطوة (2) لقيمة w_n m جديدة إلى أن نحصل على y أقل من $p/3$.

5) نجرب قيمة لـــ $\frac{1}{T}$ ونحسب $\frac{1}{gT}$ من المعادلة

$$\frac{1}{gT}=\frac{w_n\sqrt{1-m^2}}{\tan\left(\tan^{-1}\left(\frac{w_n\sqrt{1-m^2}}{-m\,w_n+\frac{1}{T}}\right)-y\right)}+m\,w_n$$ [1]

6) نحسب Kc من المعادلة

$$K_c=\left|\frac{s_0+\frac{1}{gT}}{s_0+\frac{1}{T}}\right|\times\left|\frac{1}{G(s_0)H(s_0)}\right|$$

7) نعوض $\frac{1}{T}$ $\frac{1}{gT}$ K_c للحصول على اقتران التحويل للمعدل

$$G_c(s)=K_c\frac{s+\frac{1}{T}}{s+\frac{1}{gT}}$$

8) نكتب G_close ،ونختبر الحل ، ونعيد من نقطة2 إن لم نرض عن الاستجابة

9) **<u>تصميم الفلتر</u>** : (وقد سبق توضيحها لكن نعيدها للفائدة)

نحدد قيمة التكبير للفلتر، تبعاً لقيمة المخرج المطلوبة لمدخل معين

$$K_f=\frac{\text{المخرج المطلوب}}{\text{المدخل * تكبير النظام المغلق}}=\frac{\text{المخرج المطلوب}}{\text{المدخل * dcgain(G_close)}}$$

فإن كنا راضين عن الاستجابة ،نستخدم فلتر مكبر له اقتران التحويل التالي

$G_f(s)=K_f$

أما إن كانت فوق القمة عالية نجرب وضع فلتر مثبط ،ونجرب قيمة لـــ t_f، ويكون اقتران التحويل للفلتر

---

1 نفضل تكرار هذه الخطوة لعدة قيم لـــ $\frac{1}{T}$ ،ثم نختار التي تعطي أكبر g ، من أجل تقليل بعض أخطاء متابعة الإشارة .

$$G_f(s)=\frac{K_f}{t_f s+1}$$

ونختبر الاستجابة للاقتران المغلق المفلتر،فإن لم تحل مشكلة فوق القمة نعيد لـــ t_f جديدة ،وهكذا إلى أن نصل إلى استجابة جيدة .

حيث اقتران التحويل للمغلق المفلتر G_cf

G_cf = G_close*Gf

مثال6 ||| تصميم معدل مسبق للرافعة

نريد تحسين مواصفات الاستجابة للرافعة وذلك باضافة معدل مسبق لنظام الدارة المغلقة.

وسوف نتبع خطوات التصميم السابقة

1) اقترانات التحويل للرافعة وجهاز القياس المتوفر هي

$$G(s)=\frac{62.5}{s^2+s+25}$$

$$H(s)=\frac{7860}{s^2+120s+22500}$$

ندخلها إلى Matlab بالطريقة التي تعلمناها

```
n_G = 2.5*5^2;
d_G = [1 2*.1*5 5^2];
G = tf(n_G،d_G)

n_H = [7860];
d_H = [1 2*.4*150 150^2];
H = tf(n_H،d_H)
```

2) نجرب قيم لـــ w_n m وندخلها إلى Matlab

```
wn = 20;
mu = .6;
```

3) نحسب s0 psi[1] ، حيث نكتب المعادلات في Matlab على الصورة التالية

```
s0 = wn*(-mu+i*sqrt(1-mu^2));
GHs0=polyval(n_G،s0)*polyval(n_H،s0)/(polyval(d_G،s0)*polyval(d_H،s0));
psi = pi-angle(GHs0)
```

حيث الأمر polyval(F،x) يستخدم لايجاد قيمة الاقتران الأسي(؟) F عند النقطة x ،

و الأمر angle يستخدم لحساب الزاوية لقيمة ما.

---

1 أي y

4) نلاحظ أن قيمة psi هي 1.3812 أي أكبر من $p/3$، إذن نعيد الحل من نقطة (2
(لقيمة w_n m جديدة
(إعادة) (2+3)

```
wn = 20;
mu = .45;
s0 = wn*(-mu+i*sqrt(1-mu^2));
GHs0=polyval(n_G،s0)*polyval(n_H،s0)/(polyval(d_G،s0)*polyval(d_H،s0));
psi = pi-angle(GHs0)
```

فتنتج psi قيمتها 1.0253 وهي أقل من $p/3$

5) نجرب قيمة لـــ T_inv ونحسب gT_inv [1]

```
T_inv = 9.7;
gT_inv = wn*mu + wn*sqrt(1-mu^2)/tan(atan(wn*sqrt(1-mu^2)/(-wn*mu+T_inv))-psi)
```

فتظهر النتيجة gT_inv = 41.2

6) نحسب Kc

```
Kc = abs((s0+gT_inv )/(s0+T_inv))/abs(GHs0)
```

فتظهر النتيجة Kc = 33.53

7) نعوض Kc T_inv gT_inv للحصول على اقتران التحويل للمعدل

```
Gc = tf(Kc*[1 T_inv]،[1 gT_inv])
```

فتظهر النتيجة

```
Transfer function:
33.55 s + 325.6
---------------
   s + 41.22
```

وبالمناسبة هو نفس اقتران التحويل للمعدل المستخدم في مثال4

$$G_c(s) = 33.55\frac{s+9.7}{s+41.2}$$

8) اختبار الحل ، نوجد اقتران التحويل للنظام المغلق G_close، ثم نقارن بينه وبين المفتوح (لكن بعد توحيد التكبير لتسهيل المقارنة عل رسمة الاستجابة)

```
G_close = feedback(G*Gc،H);
G_close_unity = G_close/dcgain(G_close);
G_unity = G/dcgain(G);
```
[2]

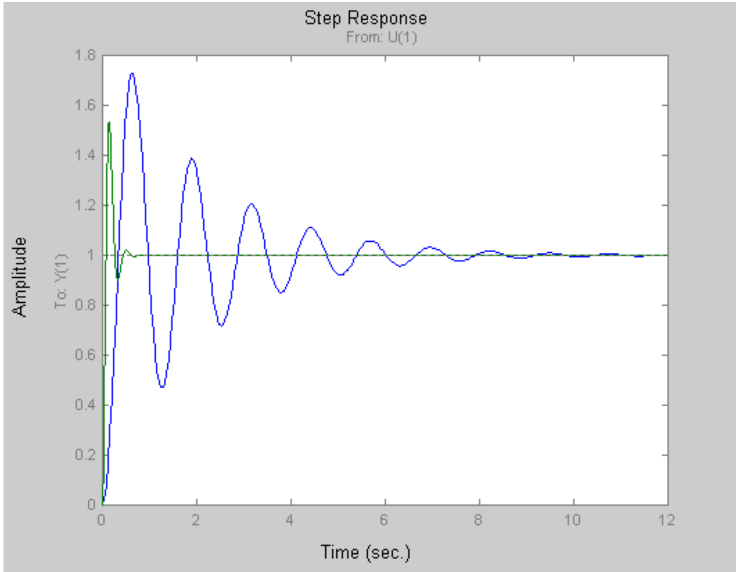
ونرسم الاستجابة لأمر الخطوة

```
step(G_unity، G_close_unity)
```

---

[1] أي $\frac{1}{T}$ و $\frac{1}{gT}$

[2] حيث G هو اقتران التحويل للرافعة وحدها أي لنظام الدارة المفتوحة .



الشكل(26)

نلاحظ أن استجابة النظام المغلق (بالأخضر) ، أفضل منها للنظام المفتوح (بالأزرق) لكن فوق القمة سيئة قليلا لذا فالأفضل الاعادة من نقطة2 إلى أن نصل إلى وضع أفضل(إن وجد) ،لكن لو قبلنا بهذا الوضع وأردنا تحسين فوق القمة مضحين بشيء من سرعة الاستجابة ،فيمكننا تصميم فلتر مثبط.

9) لو أردنا من الرافعة أن ترفع الكتلة 10cm(المخرج المطلوب هو 10) عند مدخل فرق جهد 4V ، فإن قيمة التكبير للفلتر Kf تحسب كالتالي

```
G_close = feedback(G*Gc،H) ; [1]
Kf = 10/(4*dcgain(G_close))
```

نلاحظ أن Kf=1 ، أي لا داعي للتكبير في الفلتر

ولتخفيض فوق القمة نجرب t_f=.12 [2]،وندخل اقتران التحويل للفلتر إلى matlab

```
t_f = .12
Gf = tf( Kf ،  [t_f    1] );
```

ونكتب اقتران التحويل للنظام المغلق المفلتر G_cf

```
G_cf = G_close*Gf;
```

ونوحد تكبيرها 3

```
G_cf_unity = G_cf/dcgain(G_cf)
```

ونرسم الاستجابة لأمر الخطوة ،للمفتوح والمغلق والمغلق المفلتر

```
step(G_unity، G_close_unity ، G_cf_unity)
```

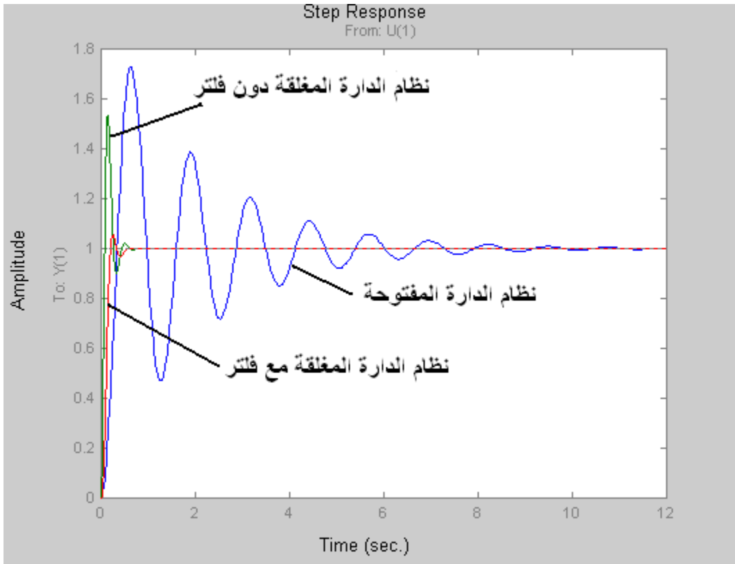
---

1 حيث G_close هي الدارة المكافئة للنظام المغلق ، أنظر درس تبسيط الدارات

2 اخترت هذه القيمة بعد عدة تجارب ،واختبارات للاستجابة.

3 لتسهيل المقارنة ، كما في الشكل التالي.

فيظهر الشكل التالي



الشكل(27)

نلاحظ أن الفلتر حل مشكلة فوق القمة ،لكن بطئ الاستجابة قليلاً .

معدل مؤخر

اقتران التحويل له هو

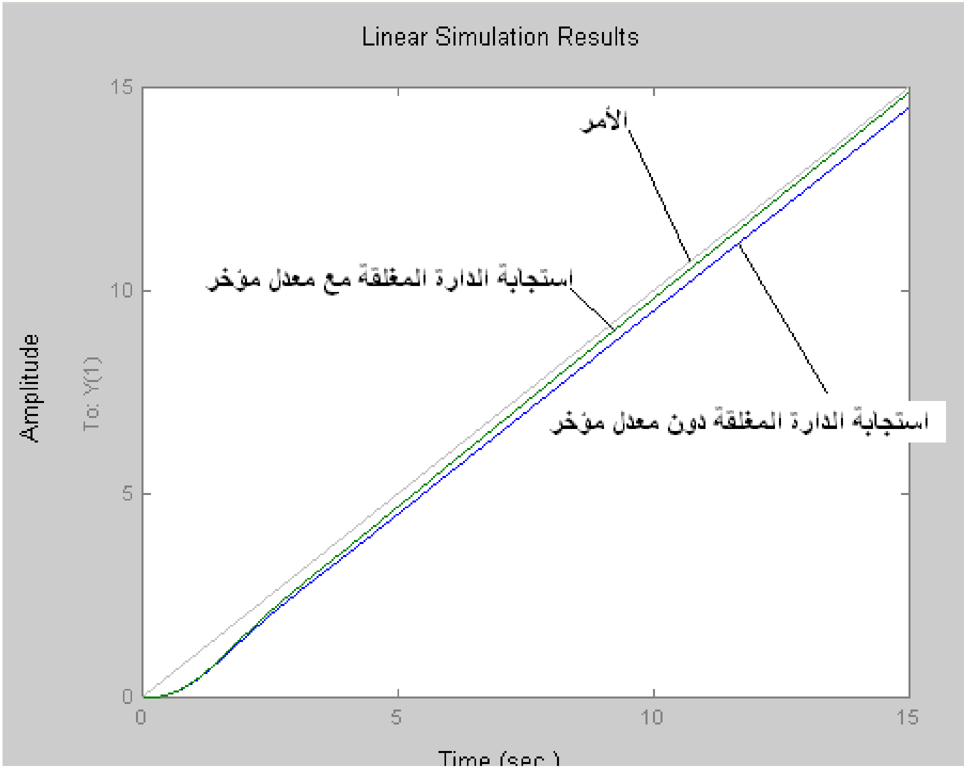
$$G_c(s)=\frac{s+\frac{1}{T}}{s+\frac{1}{bT}} \quad , \quad b>1$$

حيث

$$T=R_1C_1 \quad , \quad b=\frac{R_2C_2}{R_1C_1} \quad , \quad \frac{R_4C_1}{R_3C_2}=1$$

ومعاني الرموز مبينة في شكل(25)

ووظيفته هي تقليل الخطأ النهائي في متابعة إشارة أمر متغيرة مع الزمن- ونقصد بالخطأ النهائي : الخطأ بعد مرور زمن طويل - كما في الشكل التالي



الشكل(28)

حيث نلاحظ أن وجود المعدل المؤخر في الدارة المغلقة قلل الخطأ النهائي في متابعة الإشارة ، حيث يتناسب تقليل الخطأ في هذه الحالة مع b (نريد b كبيرة قدر الإمكان ،لكن ليست كبيرة جدا بصورة لا يمكن صناعتها)

ملاحظة : لا نريد من المعدل المؤخر أن يحدث أي تأثير يذكر على صفات الاستجابة للدارة المغلقة (مثل w_n m)، فقط نريد منه تقليل الخطأ النهائي

تصميم معدل مؤخر

1) نرسم الاستجابة لأمر خطي للدارة المغلقة(بعد توحيد تكبيرها) دون وجود معدل مؤخر .
2) نقدر قيمة تقليل الخطأ النهائي المطلوبة بناءا على الرسمة ، ومنه نقدر b [1]
3) نختار قيمة صغيرة لـــ 1/T (صغيرة قدر الإمكان[2] لكن بصورة يمكن صناعتها عمليا)

---

1 طبعا هناك طريقة أدق من هاتين الخطوتين ، لكن لا نريد إطالة الموضوع

2 والهدف حتى لا نغير w_n m للدارة المغلقة

4) نعوض القيم السابقة للحصول على اقتران التحويل لمعدل المؤخر،ونوجد الدارة المغلقة ، ثم نوجد تكبيره ، ونختبر الحل [1]

5) نوجد قيمة تكبير الفلتر Kf

6) نوجد قيمة t_f للفلتر المثبط (بالتجريب) إن احتجنا إليه لتقليل فوق القمة(لأمر الخطوة) ، ونعيد اختبار الاستجابة مع وجود فلتر مثبط .

مثال7

لنفرض أن لدينا رافعة لها اقتران التحويل التالي

$$G(s)=\frac{4}{s^2+2s}$$ [2]

وجهاز القياس الذي له اقتران التحويل التالي

H(s) = 1

إذا أردنا رسم استجابة الدارة المغلقة -دون معدل مؤخر - لأمر الاقتران الخطي التالي V = 10*t [3] ، فإننا :

ندخل H(s) G(s) إلى Matlab

```
n_G = 4
d_G = [1 2 0]
G = tf(n_G،d_G)
```

لاحظ أن المقام s^2+2s أي s^2+2s+0 ولذلك كتبنا d_G = [1 2 0] ، أما لو كتبنا d_G = [1 2] فهذا خطأ ومعناه أن المقام هو $s+2$

```
H = tf(1،1)
```

نحسب الاقتران المكافئ للدارة المغلقة دون معدل (G_close_1) ، وهي

```
G_close_1 = feedback(G،H)
```

ثم نوجد التكبير

```
G_close_1_unity = G_close_1 / dcgain(G_close_1)
```

نحدد الفترة الزمنية المراد رسمها وهي مثلا من صفر إلى 15ثانية ، فنكتب في Matlab

```
t = 0:.01:15 ;
```
[1]

---

1 دائما نفضل الاختبار بعد توحيد التكبير

2 وهي ليست الرافعة التي تعاملنا معها سابقا

3 أي أن فرق الجهد يزداد مع الزمن ، ففي البداية كان صفر ثم بعد ثانية واحدة أصبح 10V ثم بعد ثانية أخرى أصبح 20V وهكذا

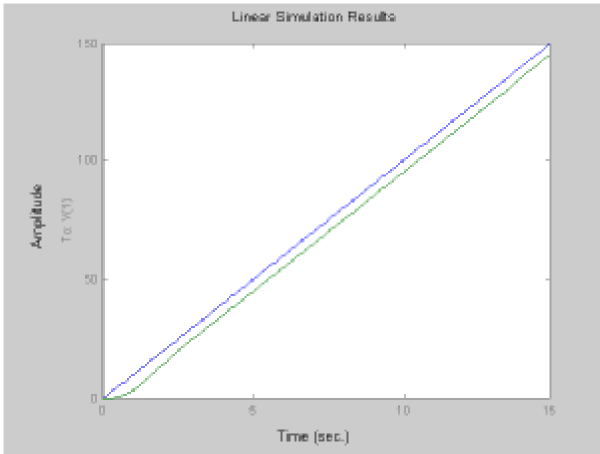
نكتب الاقتران الخطي للأمر، وهو

```
V = 10*t ;
```

نستخدم أمر الرسم lsim كالتالي :

```
lsim( tf(1،1) ، G_close_1_unity ، V ، t )
```
[2]

فتظهر الرسمة التالية



الشكل(29)

حيث الأزرق هو الأمر و الأخضر هو الاستجابة (للمغلقة دون معدل) ،

الآن نريد تصميم معدل مؤخر يقلل الخطأ النهائي بنسبة 1/20 ، الخطوات

1) نفس ما فعلناه للتو

2) تقليل الخطأ بنسبة 1/20 أي $b = 20$

```
B = 20
```

3) نختار قيمة لـــ 1/T ونحسب $1/bT$

```
T_inv = .1
BT_inv = T_inv/B
```

4) نحسب Gc

```
n_Gc = [1 T_inv]
d_Gc = [1 BT_inv]
Gc = tf(n_Gc،d_Gc)
```

نحسب الاقتران المكافئ للدارة المغلقة بوجود المعدل المؤخر(G_close_2) ، أي

```
G_close_2 = feedback(G*Gc،H)
```

ثم نوحد التكبير

```
G_close_2_unity = G_close_2 / dcgain(G_close_2)
```

---

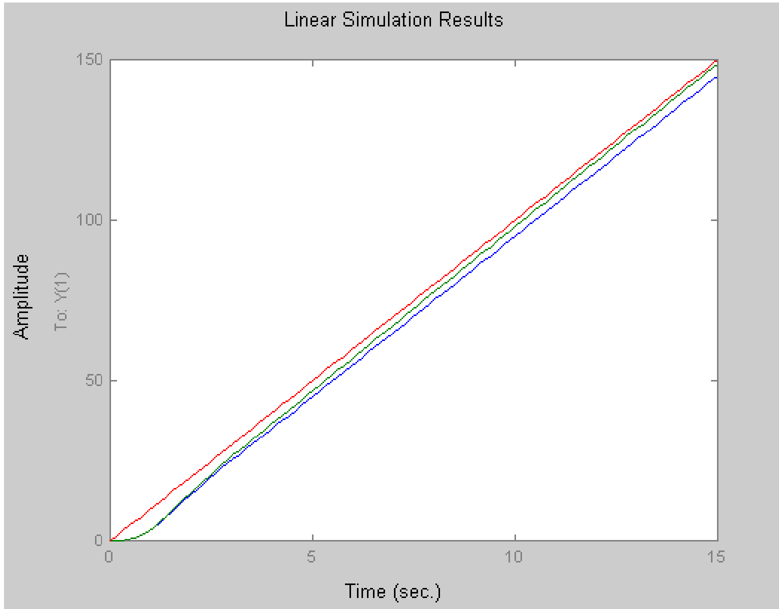
1 حيث 0 هو بداية فترة الزمن ، و .01 هو المسافة بين نقطة زمن والتالية في الرسم ،و 15 هو نهاية فترة الزمن.

2 أدخلنا tf(1،1) لنرسم الأمر

ثم نرسم الاستجابة للأمر الخطي

```
lsim(G_close_1_unity،G_close_2_unity،tf(1،1)،V،t)
```

فتظهر الرسمة التالية



الشكل(30)

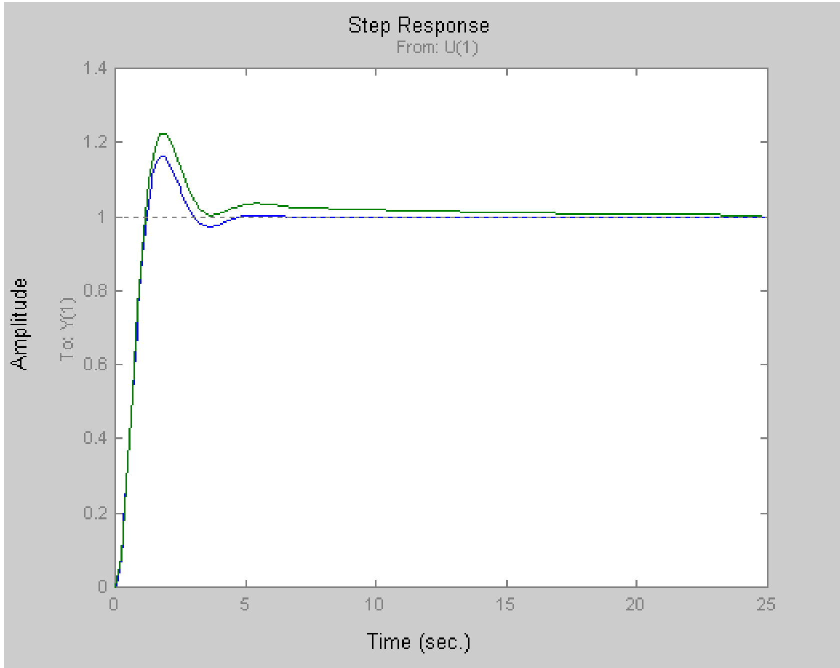
نلاحظ أن الخطأ النهائي قل ، حيث اقترب الخط الأخضر(مع معدل) من الأحمر (الأمر)[1]

بقي أن نتأكد ان صفات الاستجابة لم تتغير ، مثلا نرسم الاستجابة لأمر الخطوة

```
step(G_close_1_unity،G_close_2_unity)
```

فتظهر الرسمة

1 في أوامر الرسم المدخل الاول في الأمر يظهر بالون الأزرق ، والثاني بالأخضر ، والثالث بالأحمر



الشكل(31)

5) نحسب قيمة تكبير الفلتر مثلا لو أردنا مخرج 1cm عند مدخل 1V [1] وحسبنا Kf لكانت تساوي 1 أي لا داعي للتكبير، ثم نختبر الحل كالتالي
6) نلاحظ من الشكل السابق أن الاستجابة مع معدل قريبة من استجابة دون معدل (لم تسؤ كثيرا) وهو المطلوب، وفوق القمة مقبولة فلا داعي لفلتر مثبط.

معدل مسبق مؤخر

وهو عبارة عن معدل مسبق و معدل مؤخر ، ويجمع فائدة هذين المعدلين ، وطريقة تصميمه هي تصميم معدل مسبق بناء على صفات الاستجابة المطلوبة ، ثم تصميم معدل مؤخر بناءا على التقليل المطلوب للخطأ النهائي للأمر الخطي ، وكذلك صناعة الدارة الكهربائية للمعدل هي وصل دارة مسبق مع مؤخر [2]

1 لتسهيل المقارنة بين حالة دون معدل مع حالة مع معدل يجب أن يكون تكبير الدارة المغلقة نفسه (أي مخرج 1cm عند مدخل 1V)

2 وهناك دارة خاصة للمعدل المسبق المؤخر ، لكن اختصاراً نكتفي بهذه الطريقة.

$$G_c(s) = K_c \frac{s+\frac{1}{T_{lead}}}{s+\frac{1}{g\,T_{lead}}} \times \frac{s+\frac{1}{T_{lag}}}{s+\frac{1}{b\,T_{lag}}} \quad , \; 0<g<1 \quad , \quad b>1$$ [1]

حيث

$$T_{lead} = R_{1,lead}\,C_{1,lead} \quad , \; g = \frac{R_{2,lead}C_{2,lead}}{R_{1,lead}C_{1,lead}} \quad , \quad K_c = \frac{R_{4,lead}C_{1,lead}}{R_{3,lead}C_{2,lead}}$$

$$T_{lag} = R_{1,lag}\,C_{1,lag} \quad , \; b = \frac{R_{2,lag}C_{2,lag}}{R_{1,lag}C_{1,lag}} \quad , \quad \frac{R_{4,lag}C_{1,lag}}{R_{3,lag}C_{2,lag}} = 1$$

تصميم المعدل المسبق المؤخر

تصميم الجزء المسبق:

1) نعيد الخطوات من 1-7 من درس تصميم المعدل المسبق

تصميم الجزء المؤخر:

2) نرسم الاستجابة لأمر خطي للدارة المغلقة دون وجود معدل

3) نقدر قيمة تقليل الخطأ النهائي المطلوبة بناءا على الرسمة ، وهذا التقليل يتناسب مع $g\,K_c\,b$

4) نحسب b حيث

$$\beta = \frac{\text{نسبة تقليل الخطأ المطلوبة}}{\gamma\,K_c}$$

5) نختار قيمة صغيرة لـــ $1/T_{lag}$

6) نعوض القيم السابقة للحصول على اقتران التحويل للجزء المؤخرونختبر الحل

7) نصمم الفلتر المناسب

مثال8 (اختبار[2])

صمم معدل مسبق مؤخر لتحسين صفات الاستجابة ،وتقليل الخطأ النهائي في متابعة اشارة خطية(مثل `v = 10*t`) إلى 1/15 من قيمة الخطأ دون معدل ، للرافعة التي لها اقتران التحويل التالي

---

1 أي $G_c(s) = K_c \frac{s+\frac{1}{T_{lead}}}{s+\frac{1}{g\,T_{lead}}}$ و $G_c(s) = \frac{s+\frac{1}{T_{lag}}}{s+\frac{1}{g\,T_{lag}}}$

2 الذي يستطيع حل هذا الاختبار وحده يكون قد فهم هذا الفصل بصورة كافية .

$$G(s) = \frac{5}{s^2 + s}$$

وجهاز القياس التالي

H(s) = 1;

أحد الحلول :

```
n_G = 5;
d_G = [1  1 0];
G = tf(n_G،d_G)

n_H = 1;
d_H = 1;
H = tf(n_H ، d_H)


%lead
wn = 5;
mu = .5;
s0 = wn*(-mu+i*sqrt(1-mu^2));
GHs0 = polyval(n_G،s0)*polyval(n_H،s0)/(
polyval(d_G،s0)*polyval(d_H،s0)  );
psi = pi-angle(GHs0)

T_lead_inv = 1
gT_lead_inv = wn*mu + wn*sqrt(1-mu^2)/tan(atan(wn*sqrt(1-mu^2)/(-
wn*mu+T_lead_inv))-psi)
gamma =T_lead_inv / gT_lead_inv

Kc = abs((s0+gT_lead_inv )/(s0+T_lead_inv))/abs(GHs0)

Gc_lead = tf(Kc*[1 T_lead_inv]،[1 gT_lead_inv])


%lag
B = 15/Kc/gamma

G_close_no= feedback(G،H)
G_close_no_unity = G_close_no / dcgain(G_close_no );

t=0:.01:10;
V = 10*t;
lsim(  tf(1،1)  ، G_close_no_unity ، V ، t  )

T_lag_inv = .2
BT_lag_inv = T_lag_inv/B
Gc_lag = tf( [1 T_lag_inv]،[1 BT_lag_inv] )
Gc = Gc_lead * Gc_lag

G_close_compensated = feedback(G*Gc،H)
G_close_compensated_unity = G_close_compensated/dcgain(G_close_compensated )

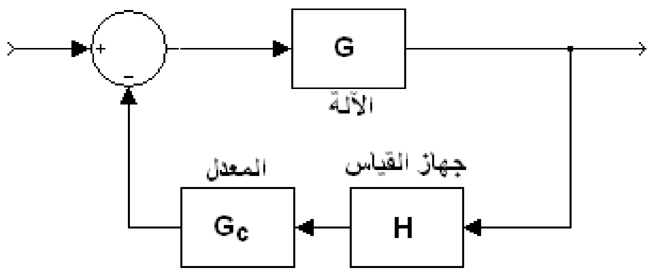
step( G_close_compensated_unity ، G_close_no_unity )

lsim(tf(1،1) ، G_close_compensated_unity ،G_close_no_unity، V ، t  )
```

ونحسب التكبير المناسب للفلتر(حسب الطلب) ، ولا داعي لفلتر مثبط.

مكان المعدل

عادةً نضع المعدل قبل الآلة مباشرة (كما في الشكل(13))، لكن من المفيد أحياناً وضعه بعد جهاز القياس كما في الشكل التالي[1]



الشكل(32)

وطريقة التصميم لا تختلف عن الطرق السابقة ، إلا عند الخطوات التي تحتاج حساب G_close (خطوة 8 في تصميم المعدل المسبق مثلاً) ، حيث تصبح

```
G_close = feedback( G   ،  Gc*H  )
```

مثال9 ||| مقارنة الاستجابة عند وضع المعدل المسبق قبل الآلة مباشرة(مثال6) مع الاستجابة لو وضعنا المعدل المسبق بعد جهاز القياس،للرافعة التالية

$$G(s) = \frac{62.5}{s^2 + s + 25}$$

والمعدل التالي

$$G(s) = 33.55\frac{s + 9.7}{s + 41.2}$$

وجهاز القياس التالي

$$H(s) = \frac{7860}{s^2 + 120s + 22500}$$

ندخل اقترانات التحويل

```
n_G = 2.5*5^2;
d_G = [1 2*.1*5 5^2];
G = tf(n_G،d_G)
```

---

1 بل ويجوز في حالة المعدل المسبق المؤخر وضع الجزء المسبق قبل الآلة ، والمؤخر بعد جهاز القياس ،والعكس.

```
n_H = [7860];
d_H = [1 2*.4*150 150^2];
H = tf(n_H،d_H)

n_Gc = 33.55*[1   9.7];
d_Gc = [1   41.2];
Gc = tf( n_Gc   ،  d_Gc )
```

نسمي الحالة التي يكون فيها اقتران التحويل قبل الآلة ،الحالة (1) ، ولها

```
G_close_1 = feedback(  Gc*G   ،  H  )
G_close_1_unity = G_close_1 / dcgain(G_close_1)
```

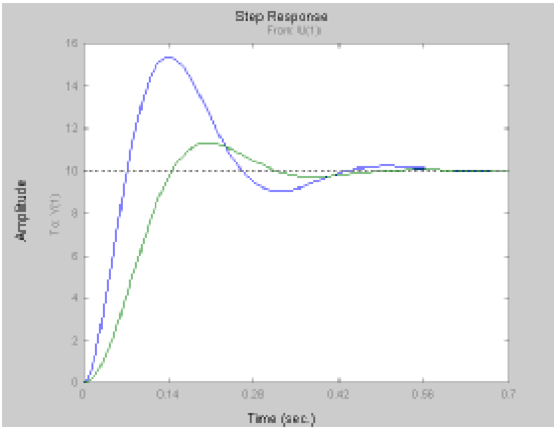
نسمي الحالة التي يكون فيها اقتران التحويل بعد جهاز القياس ،الحالة (2) ، ولها

```
G_close_2 = feedback( G   ،  Gc*H  )
G_close_2_unity = G_close_2 / dcgain(G_close_2)
```

ثم أمر الخطوة

```
step(G_close_1_unity، G_close_2_unity)
```

لنحصل على الرسمة التالية



الشكل(33)

نلاحظ أن الحالة الثانية (باللون الأخضر) ممتازة حيث فوق القمة قليلة ، وسرعات الاستجابة متقاربة.

إذن في هذا المثال وضع المعدل بعد جهاز القياس مفيد.

ثم نصمم فلتر مناسب(فلتر تكبير في الحالة الثانية)

انتهت الوحدة ،لكن بقي أن نقول أن **برنامج matlab** فيه مساعدة(help) ،وأحد أوامر المساعدة هو doc ، فلو أردنا الحصول على شرح الأمر lsim نكتب (doc lsim)

ومن الأوامر المفيدة التي يفضل التعرف عليها الأمر clear و clc (أكتب doc clear مثلا لتتعرف عليه).

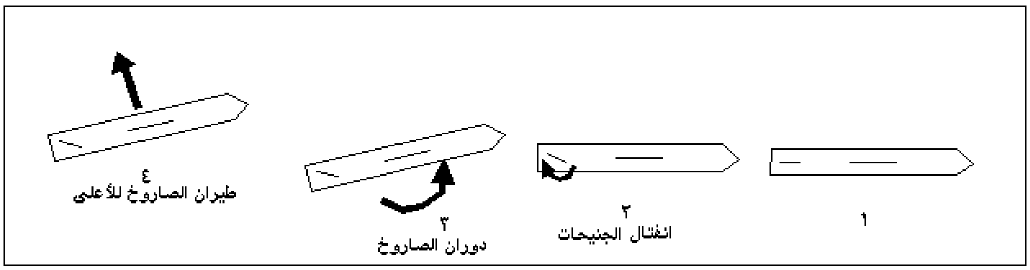
ويفضل استخدام M-file للعمل فيها بدل العمل في الشاشة الرئيسية للبرنامج(لكن النتائج ستظهر في الشاشة الرئيسية) ، وإحدى ميزات الــ M-file أنه يمكن حفظها (احفظها في مجلد work المخصص لها) ، ولانشاء M-file اختر file ثم new ثم M-file .

الوحدة الخامسة

استقرارية وتوجيه الصاروخ

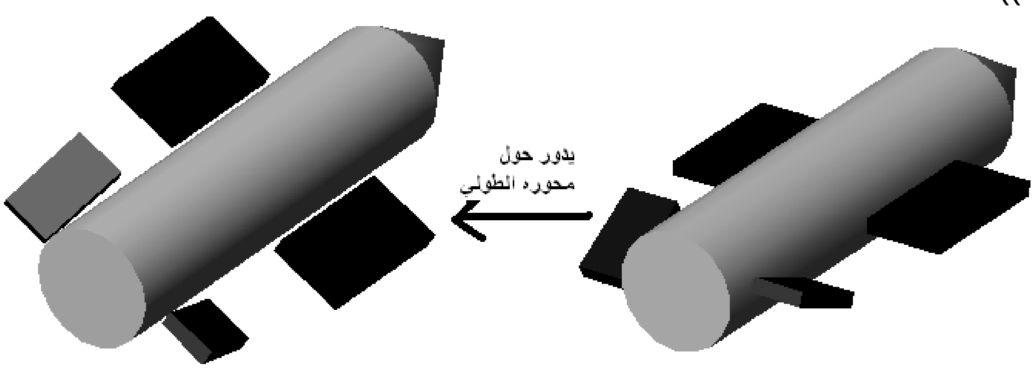
مقدمة

قلنا سابقا ان تغيير اتجاه الصاروخ يتم عن طريق فتل الجنيحات ، مثلاً لو أردنا تحريك الصاروخ إلى الأعلى ،فإننا نقوم بفتل الجنيحين بنفس الاتجاه فيدور الصاروخ وتنتج قوة رفع أكبر من وزنه ترفعه إلى الأعلى.

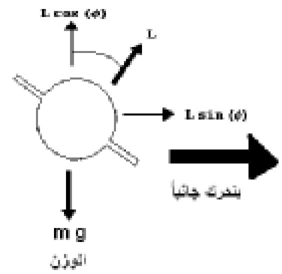


الشكل(1)

أما إن أردنا تحريكه جانبا فإننا نقوم بفتل الجنيحين باتجاه متعاكس ، فيدور حول محوره الطولي (الشكل(2)) ، ثم تقوم إحدى مركبات قوة الرفع $(L\sin(f))$ بتحريكه جانبا (الشكل(3))



الشكل(2)

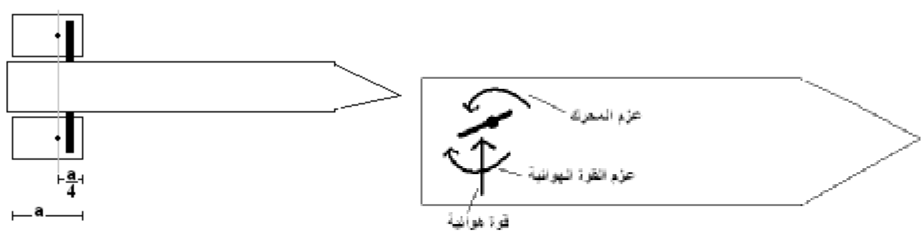


الشكل(3)

محرك الجنيحات

يتم فتل الجنيحات بواسطة محركين متماثلين (كهربائيين في نموذجنا)
ويجب أن نراعي أن يكون المحركين :

- سريعي الاستجابة بصورة كافية (وهو أهم متطلب)
- ينتجان عزم قوي كفاية ، حيث أن القوى الهوائية ستعمل على مقاومة فتل الجنيحات



الشكل(4)

وعزم القوة الهوائية يمكن جعله قريب من الصفر (أي عزم المحرك المطلوب قريب من الصفر) عن طريق الاقتراب من خط a/4 المبين في الشكل السابق ، لكن يجب عدم الاقتراب كثيرا خوفا من عدم الاستقرارية للجنيحات ، وعدم الابتعاد كثيراً خوفا من زيادة العزم المطلوب من المحرك.

- الخطأ في تنفيذ الأمر قليل، حيث أن القوة الهوائية ستسبب خطأ في تنفيذ الأمر ، مثلا أمر انفتال (0.2 rad) قد ينفذ (0.19 rad)
- أن يتمكن من فتل الجنيح (0.2 rad) كحد أقصى (وتحل هذه المشكلة بنظام مسننات مناسب)
- خفيف قدر الإمكان (بما في ذلك وزن البطارية)
- له قدرة على تحمل الحرارة (إن كان هناك مشاكل حرارة متوقعة)

أما نحن في هذه الوحدة فكل ما يهمنا هو معرفة اقتران التحويل للمحركات ، وسوف نسميه Gs [1] ، وهو مكتوب على أوراق المحرك (الكتلوج).

الاستقرارية والمناورة

الاستقرارية هي أن لا ينقلب الصاروخ عند تنفيذه لأوامر التوجيه أو عند تعرضه لمؤثر خارجي (ريح مثلا).

المناورة هي قدرة الصاروخ على تنفيذ الأوامر بالمقدار والسرعة الكافية.[2]

يمكن الحصول على الاستقرارية وزيادتها بطريقتين:

1. مكان وأبعاد الجنيحات والأجنحة ، مثلا تكبير الذيل يزيد الاستقرارية ، لكن المشكلة بهذه الطريقة أن القدرة على المناورة ستكون ضعيفة ،والاجهادات عالية، والاحتكاك عالي، والقوة المطلوبة من محرك الجنيحات عالية ...
2. استخدام جهاز التوازن الأوتوماتيكي ،

ونحن في عملنا سنجمع بين الطريقتين ، بحيث نصمم الجنيحات و الأجنحة التي تعطي مناورة و استقرارية مقبولة، ثم نصمم جهاز توازن يزيد هذه الاستقرارية و المناورة.

SM C.G C.P

C.G هو مركز الكتلة center of gravity وهو معروف ولا داعي لشرحه ، وفائدته تكون عند دراسة التوازن حيث نعتبر أن محصلة قوة الوزن (الظاهري) تؤثر عنده.

C.P وهو مركز الضغط center of pressure ، وهو النقطة التي يمكن اعتبار محصلة قوة الرفع تؤثر عندها،

وقوة الرفع تنشأ من

1) الأجنحة ومعظم قوة الرفع منها
2) الجنيحات وهي مسؤولة عن حوالي عُشر قوة الرفع
3) جسم الصاروخ

والقيمة الدقيقة لقوة الرفع و C.P يتم حسابها بواسطة التجارب أو برامج حاسوب مثل برنامج Aerolab [1] ، أما نحن فسوف نحسب قوة الرفع و C.P بواسطة استخدام علاقات تقريبية لقوة رفع الجنيحات والأجنحة ، وسوف نهمل قوة رفع جسم الصاروخ.

---

[1] حيث s ترمز إلى كلمة servo أي محرك

[2] قد يكون هذا التعريف غير دقيق

SM أي هامش الاستقرار static margin ، وهو المسافة بين CP و CG مقسومة على طول الصاروخ (نسبة مئوية و أحيانا نسبة عادية)

$$SM = \frac{CP - CG}{l} \times 100\% = \frac{l_{cp}}{l} \times 100\%$$

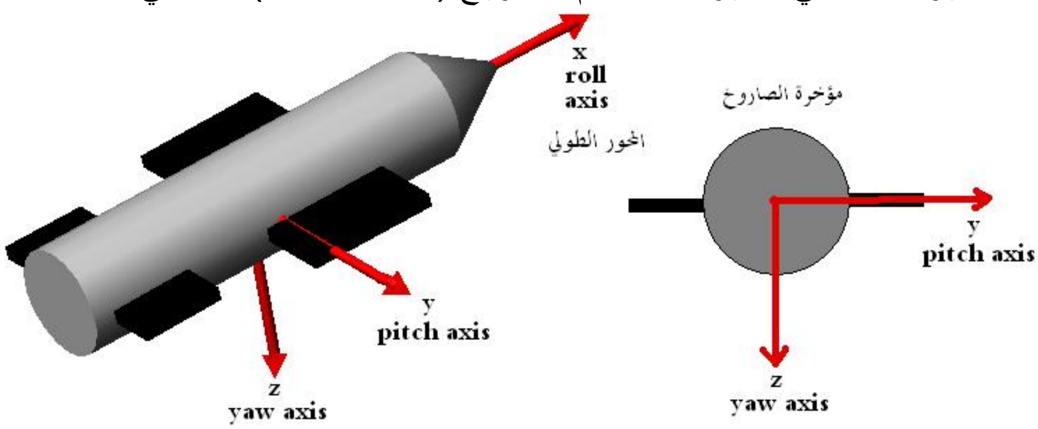
يكون الصاروخ مستقر إذا كانت CP خلف CG ، وكلما زادت المسافة بينهما كلما كان أكثر استقرارية لكن أقل قدرة على المناورة، وعادة في الصواريخ الموجهة يكون

$$SM > 5\% \quad , \quad 5\% = 0.05$$

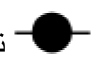
ملاحظة : عند احتراق الوقود يتحرك CG قليلا باتجاه مقدمة الصاروخ ، أي أن الاستقرارية في بداية احتراق الوقود أقل منها بعد احتراقه، لذا يتم تقليل هذا الأثر عن طريق تقريب محرك الصاروخ(محرك الدسر) من منتصف الصاروخ من منتصف الصاروخ باستخدام أنبوب النفث (أنظر الشكل(3) من فصل2)

بعض التعريفات والرموز المهمة

- محاور الاسناد هي محاور مثبتة بجسم الصاروخ (عند النقطة CG) ، كما في الشكل



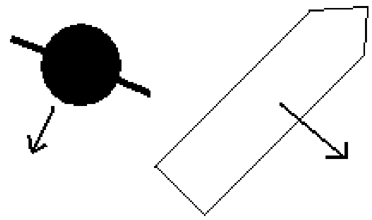
الشكل(5)

تذكر أن  تعني مؤخرة الصاروخ

- في نموذجنا لا يوجد طيران باتجاه المحور y
- عندما نقول طار بالاتجاه z (العمودي) نعني به اتجاه السهم في الشكل التالي

---

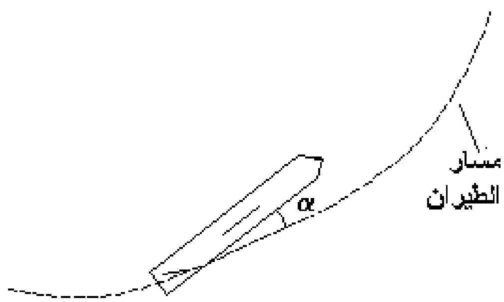
[1] وهو موجود على شبكة المعلومات ، لكن عيب هذا البرنامج انه يحسب عند زاوية مقدارها صفر (أي زاوية صغيرة جدا) ، لكن بما أن الزوايا التي تهمنا صغيرة فلا بأس من استخدامه ، للتقريب ، لكن في هذه المرحلة من التصميم وفي هذا الكتاب لن نستخدم هذا البرنامج أو غيره.



الشكل(6)

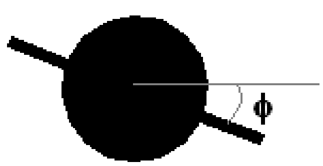
أي هو العمودي بالنسبة للصاروخ وليس بالنسبة للأرض ،ونسمي التسارع بهذا الاتجاه التسارع العمودي f_z ، والسرعة w

- الزاوية a هي الزاوية بين المحور الطولي للصاروخ (x) واتجاه الطيران ، كما في الشكل



الشكل(7)

- q هي معدل الدوران الزاوي (بوحدة rad/s) حول المحور y ، M هي العزم حول المحور y
- p هي معدل الدوران الزاوي (بوحدة rad/s) حول المحور x ، L هي العزم حول المحور x
- f هي الزاوية بين السطح الأفقي الموازي لسطح الأرض و السطح الأفقي للصاروخ ، كما في الشكل التالي

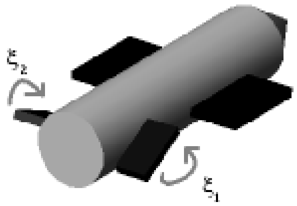


الشكل(8)

- زوايا فتل الجنيحات تسمى x_2 x_1 [1] ، واتجاهها الموجب هو المبين في الشكل التالي

---

[1] x تقرأ كساي

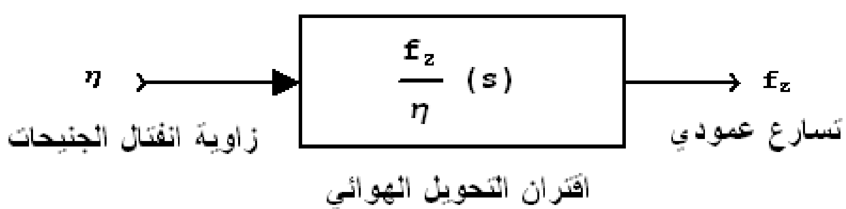


الشكل(9)

- زاوية فتل الجنيحات x تعطى بالعلاقة $x = \frac{x_1 + x_2}{2}$ ، أي كل جنيح ينفتل عكس الآخر ، وهذا هو المسؤول عن انفتال الصاروخ حول المحور الطولي (المسؤول عن f)
- زاوية فتل الجنيحات h [1] تعطى بالعلاقة $h = \frac{x_1 - x_2}{2}$ ، أي الجنيحان ينفتلان كأنهما قطعة واحدة ، وهذا هو المسؤول عن تحريك الصاروخ بالاتجاه z (أي h مسؤولة عن $a \quad f_z \quad q \quad w$)
- I_x هي الـ moment of inertia حول المحور x
- I_z هي الـ moment of inertia حول المحور z
- I_y هي الـ moment of inertia حول المحور y

اقتران التحويل الهوائي والمشتقات الهوائية

كما درسنا في وحدة4 فإن اقتران التحويل هو الذي يحدد استجابة آلة ما لمدخل معين ، أما اقتران التحويل الهوائي فهو الذي يحدد استجابة الصاروخ الموجه لانفتال الجنيحات ، مثلا



الشكل(10)

واقترانات التحويل الهوائية تم اشتقاقها من معادلات نيوتن (أو معادلات Euler) ، ثم تم تقريبها إلى معادلات خطية تفاضلية ، ثم تم تحويلها إلى اقترانات تحويل واقترانات التحويل التي تهمنا هنا هي:

---

[1] h تلفظ ايتا

$$\frac{f_z}{h}(s)=\frac{z_h s^2-(z_h m_q)s+U(m_h z_w-m_w z_h)}{s^2-(z_w+m_q)s+(z_w m_q-U m_w)}$$

$$\frac{q}{h}(s)=\frac{m_h s-(m_h z_w-m_w z_h)}{s^2-(z_w+m_q)s+(z_w m_q-U m_w)}$$

$$\frac{a}{h}(s)=\frac{[z_h s-(m_h U-z_h m_q)]/U}{s^2-(z_w+m_q)s+(z_w m_q-U m_w)}$$

$$\frac{p}{x}(s)=\frac{-L_x/L_p}{T_a s+1}\quad,\quad T_a=\frac{-I_x}{L_p}$$

الحد $\sqrt{z_w m_q-U m_w}$ والذي يساوي تقريبا(عادةً) $\sqrt{-U m_w}$ هو التردد الطبيعي w_n للصاروخ الموجه ، ومن المفيد أن يكون كبير.

حيث U هي سرعة الصاروخ، L_p L_x m_q m_w m_h z_q z_w z_h و هي المشتقات الهوائية، وتقدر قيمتها بالمعادلات التالية[1]

$$z_w=\frac{-(C_{la}+C_{D0})QS}{mU}\qquad(s^{-1})$$

$$z_h=\frac{-(C_{la}\,QS_t)}{m}\qquad(m/s^2)$$

$$m_w=\frac{-(l_{cp}\,QS\,C_{la})}{U\,I_y}\qquad(m^{-1}s^{-1}).$$

$$m_h=\frac{-(C_{la,t}\,QS_t\,l_t)}{I_y}\qquad(s^{-2})$$

$$m_q=\frac{-(C_{la,t}\,QS_t\,l_t^{\,2})}{I_y U}\qquad(s^{-1})$$

(هذه العلاقة الأخيرة ليست دقيقة ، ويفضل البحث عن علاقة أو طريقة بديلة لتقديرها)

حيث

m هي كتلة الصاروخ

S_t مساحة الجنيحين

S مساحة الجناحين

l_t بعد الجنيح عن مركز الكتلة

---

[1] L_p L_x ، في درس التصميم للعطوف

$Q = \frac{1}{2} r U^2$

r كثافة الهواء

$C_{la,w}$ معامل الرفع للجناح ويحسب بالعلاقة

$$C_{la,w} = \frac{2p\,\overline{AR_w}}{2 + \sqrt{4 + \overline{AR_w}^{\,2}\left(1 + Mach^2\right)}}$$

حيث Mach هو رقم ماخ لسرعة الصاروخ ، ويساوي

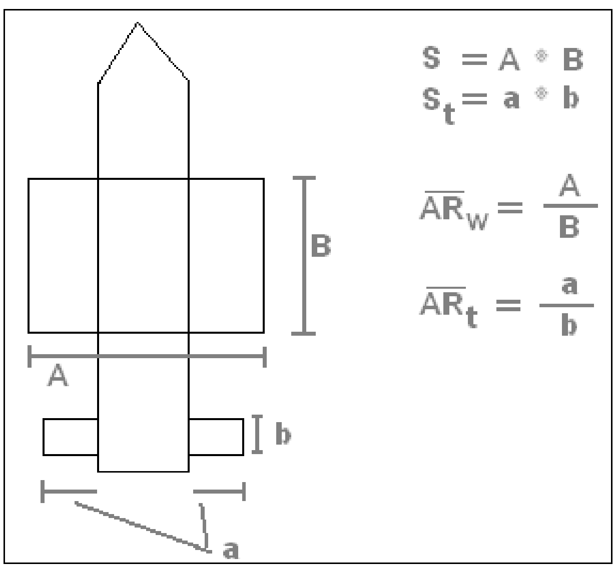
$$\mathbf{Mach} = \frac{\mathbf{U}}{\mathbf{speed\ of\ air}}$$

حيث سرعة الصوت تساوي تقريبا 343 m/s [1]

$C_{la,t}$ معامل الرفع للجناح ويحسب بالعلاقة

$$C_{la,t} = \frac{2p\,\overline{AR_t}}{2 + \sqrt{4 + \overline{AR_t}^{\,2}\left(1 + Mach^2\right)}}$$

أما $\overline{AR_w}$ و $\overline{AR_t}$ هي النسبة الباعية (Aspect Ratio) للجناح و الجنيحين، أنظر الشكل التالي



الشكل(11)

C_{la} معامل الرفع للصاروخ (للجناح و الجنيحين) ، ويساوي

---

[1] تساوي $343\sqrt{\frac{T}{293}}$ حيث T هي درجة حرارة الجو بوحدة كلفن

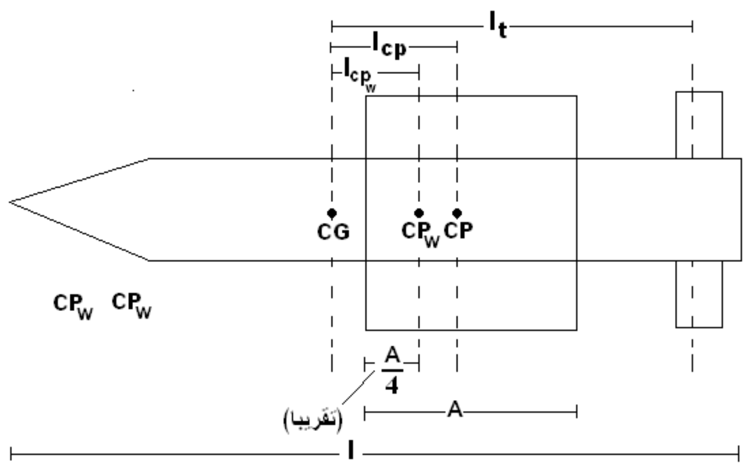
$$C_{la} = \frac{C_{la,t}S_t + C_{la,w}S}{S}$$

l_{cp} هو بعد مركز الضغط CP عن مركز الكتلة CG ،ويساوي

$$l_{cp} = \frac{C_{la,t}\, S_t\, l_t + C_{la,w}\, S\, l_{cp,w}}{S\, C_{la}}$$

l_t بعد الجنيح عن مركز الكتلة

$l_{cp,w}$ بعد مركز ضغط الجناح(وهو تقريبا على مسافة ربع طول الجناح من طرفه الأمامي) عن مركز الكتلة



الشكل(12)

التصميم للطيران العمودي (1)

الهدف من هذه المرحلة من التصميم هو تصميم صاروخ موجه له w_n عالية قدر الإمكان[1] ، ويتناسب مع المتطلبات m l $F_{\max}$ $F_{t,\max}$ $h_{\max}$ $a_{\max}$ SM

حيث m كتلة الصاروخ،و l طوله ، و $h_{\max}$ $a_{\max}$ يجب أن لا تزيد عن (0.2 rad) [2]

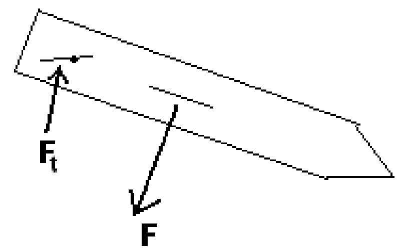
، و $F_{\max}$ تساوي التسارع العمودي الأقصى ضرب الكتلة[3] $\left(F_{\max} = m\, f_{z,\max}\right)$ ، و $F_{t,\max}$ تحددها قدرة محرك الجنيحات

---

[1] وهذا يفيد الاستقرارية عند تصميم نظام الدارة المغلقة

[2] وإلا فإن معادلاتنا لن تكون دقيقة .

[3] $F_{\max}$ زائد الوزن تعطي الوزن الظاهري الأقصى ، وهو مهم في تصميم الهيكل.



الشكل(13)

خطوات التصميم للطيران العمودي (1) [1]

* سوف نستخدم الرموز $F\ F_t\ a\ h$ بدل $h_{\max}\ a_{\max}\ F_{t,\max}\ F_{\max}$ للاختصار [2]

1) نكتب قيمة $\overline{AR_w}$ التي اخترناها في وحدة 3 و نختار قيمة لـــ $\overline{AR_t}$ ، ونحدد قيمة U ،ونقدر قيمة C_{D0} ونحسب $C_{la,w}$ و $C_{la,t}$ من المعادلات

$$\mathbf{Mach} = \frac{\mathbf{U}}{\mathbf{speed\ of\ air}}$$

$$C_{la,w} = \frac{2p\ \overline{AR_w}}{2+\sqrt{4+\overline{AR_w}^2\left(1+Mach^2\right)}}$$

$$C_{la,t} = \frac{2p\ \overline{AR_t}}{2+\sqrt{4+\overline{AR_t}^2\left(1+Mach^2\right)}}$$

2) نكتب قيمة كتلة الصاروخ m ، ونكتب $f_{z,\max}$

$$f_{z,\max} = f_{\max} + g \quad ^3$$

ثم نحدد القيمة القصوى لـــ F من المعادلة

$$F_{\max} = m\, f_{z,\max}$$

---

[1] هذه الخطوات والمعادلات مشتقة(مع بعض التقريب) من المعادلات السابقة ومن المعادلات المنطقية التالية

$$\left(\frac{a}{h}\right)_{t\to\infty} \approx \frac{a_{\max}}{h_{\max}} \quad , \quad \left(\frac{f_z}{h}\right)_{t\to\infty} \approx \frac{f_{z,\max}}{h_{\max}}$$

[2] بالمناسبة حتى الرمز max ليس دقيق ، لأننا سوف نصمم للقيم النهائية وليس القصوى ، لكن بما أننا ننوي جعل فوق القمة لاستجابة الصاروخ صغيرة (أي للنظام المغلق) ، فالقيم النهائية تساوي تقريبا القصوى.

[3] حيث $f_{\max}$ هو التسارع العمودي الأقصى بالنسبة لمحاور الأرض (وهو الذي استخدمناه في وحدة 3) ، $f_{z,\max}$ هو التسارع العمودي بالنسبة لمحاور الصاروخ

ونحدد القيمة القصوى لـــ F_t (تبعا لامكانات محرك الجنيحات) ، ونحدد h a ، ثم نحسب

$$C_{la} = \frac{C_{la,w} + \frac{a}{h}\frac{F_t}{F+F_t}C_{D0}}{1-\frac{a}{h}\frac{F_t}{F+F_t}}$$

3) نختار قيمة لـــ SM ، نحدد قيمة l (حددناها في المتطلبات وفي وحدة3) ثم نحسب التالي

$$l_{cp} = SM \times l$$ [1]

$$l_t = \frac{\frac{F}{F_t}+1}{1+\frac{C_{D0}}{C_{la}}} \times l_{cp}$$

4) نكتب كثافة الهواء r ، ونحسب Q ثم نحسب S S_t من المعادلات

$$Q = \tfrac{1}{2}\, r\, U^2$$

$$S = \frac{F+F_t}{a\,Q(C_{la}+C_{D0})}$$

$$S = \frac{F_t}{h\,Q\,C_{la,t}}$$

ونحسب A a

$$A = \sqrt{\overline{AR_w}\,S}$$ [2]

$$a = \sqrt{\overline{AR_t}\,S_t}$$

5) نحسب $l_{cp,w}$ من المعادلة

$$l_{cp,w} = \frac{l_{cp}C_{la} - C_{la,t}\frac{S_t}{S}l_t}{C_{la,w}}$$

6) نقدر Iy (بـــ $I_y \sim m\left(\frac{l}{4}\right)^2$ مثلاً) ، ثم نحسب w_n [1]

---

[1] حيث SM نسبة عادية وليس مئوية .

[2] قيمة A المحسوبة هنا تختلف قليلا عن المحسوبة في وحدة3 ، وهي هنا أدق ، لذا نستطيع تعديل قيمة A المحسوبة في وحدة3 لتوافق هذه القيمة لزيادة الدقة ، لكن لن نفعل هذا.

$$w_n=\sqrt{\frac{(F+F_t)}{a}\frac{l_{cp}C_{la}}{I_y(C_{la}+C_{D0})}}$$

7) نعيد الحل لقيم مناسبة أخرى ، ونختار الأنسب (w_n عالية ، S S_t مقبولة ، l_t و w l_{cp} منطقية)

8) اعتماداً على القيم التي حسبناها ،نوجد المشتقات الهوائية واقترانات التحويل الهوائية

9) ندخل اقترانات التحويل السابقة إلى Matlab ثم نتأكد من صحة الحل (مثل w_n قريبة من التي حسبناها للتو ، و $\left(\frac{a}{h}\right)_{t\to\infty}\approx\frac{a}{h}$, $\left(\frac{f_z}{h}\right)_{t\to\infty}\approx\frac{f_z}{h}$).

مثال1

نريد دراسة استقرارية وصفات استجابة الصاروخ الذي قمنا بتصميمه في الأمثلة السابقة(وحدة 3-1)

1) نكتب قيمة $\overline{AR}_w$ التي اخترناها في وحدة 3

$$\overline{AR}_w=2$$

و نختار قيمة لـــ $\overline{AR}_t$

$$\overline{AR}_t=2$$

ونحدد قيمة U

$$U=75m/s$$

ونقدر قيمة C_{D0}

$$C_{D0}=0.1$$

ونحسب $C_{la,w}$ و $C_{la,t}$ من المعادلات

$$Mach=\frac{U}{Speed\,of\,air}=\frac{75}{343}=0.219$$

$$C_{la,w}=\frac{2p\,\overline{AR}_w}{2+\sqrt{4+\overline{AR}_w^{\,2}\left(1+Mach^2\right)}}=\frac{2p*2}{2+\sqrt{4+2^2\left(1+0.219^2\right)}}=2.58$$

[1] التي نفضل كونها عالية .

$$C_{la,t}=\frac{2p\,\overline{AR_t}}{2+\sqrt{4+\overline{AR_t}^{\,2}\left(1+Mach^2\right)}}=\frac{2p*2}{2+\sqrt{4+2^2\left(1+0.219^2\right)}}=2.58$$

2) نكتب قيمة كتلة الصاروخ m ، ونكتب $f_{z,\max}$

$$m=10\,Kg$$

$$f_{z,\max}=f_{\max}+g=2g+g=3g=29.4\,m/s^2$$

نحسب أقصى قيمة لـــ F

$$F=m\,f_{z,\max}=10*29.4=294\,N$$

ولنفرض أنه توفر لدينا محرك وجنيحات لها القدرة على تحمل قوة قصوى مقدارها

$$F_t=58.8\,N$$

وقلنا سابقا أن أقصى a نريدها يجب أن لا تزيد عن .2 rad ، ولنأخذها

$$a=0.2\,rad$$

أيضا الزاوية القصوى لكل جنيح x_1 x_2 يجب أن لا تزيد عن .2 rad ، ولنأخذ

$$h=0.1\,rad$$

وبالتالي في الخطوات التالية يجب أن لا تزيد x عن .1 rad.

نحسب C_{la}

$$C_{la}=\frac{C_{la,w}+\frac{a}{h}\frac{F_t}{F+F_t}C_{D0}}{1-\frac{a}{h}\frac{F_t}{F+F_t}}=\frac{2.58+\frac{.2}{.1}\frac{58.8}{294+58.8}\times0.1}{1-\frac{0.2}{0.1}\frac{58.8}{294+58.8}}=3.927$$

3) نختار قيمة لـــ SM ، ولتكن $SM=0.1$ ، أما قيمة l فنعرفها من المتطلبات ومن وحدة 3 وهي $l=1$ ، ونحسب

$$l_{cp}=SM*l=0.1*1=0.1$$

$$l_t=\frac{\frac{F}{F_t}+1}{1+\frac{C_{D0}}{C_{la}}}\times l_{cp}=\frac{\frac{294}{58.8}+1}{1+\frac{0.1}{3.927}}\times0.1=0.5851$$

4) نحسب A a S St

$$r=1.16$$

$$Q=\tfrac{1}{2}\,r\,U^2=\tfrac{1}{2}*1.16*75^2=3262.5$$

$$S=\frac{F+F_t}{a\,Q\left(C_{la}+C_{D0}\right)}=\frac{294+58.8}{0.2*3262.5\left(3.927+0.1\right)}=0.134$$

$$S_t = \frac{F_t}{h\,Q C_{la,t}} = \frac{58.8}{0.1 * 3262.5 * 2.58} = 0.0697$$

$$A = \sqrt{\overline{AR_w}\,S} = \sqrt{2 * 0.134} = 0.517$$

$$a = \sqrt{\overline{AR_t}\,S_t} = \sqrt{2 * 0.0697} = 0.373$$

5) نحسب $l_{cp,w}$

$$l_{cp,w} = \frac{l_{cp} C_{la} - C_{la,t} \frac{S_t}{S} l_t}{C_{la,w}} = \frac{0.1 * 3.927 - 2.58 \frac{0.0697}{0.134} 0.5851}{2.58} = -0.1519$$

6) نقدر Iy

$$I_y \sim m\left(\frac{l}{4}\right)^2 = 10 * \left(\frac{1}{4}\right)^2 = 0.625$$

$$w_n = \sqrt{\frac{(F + F_t)}{a} \frac{l_{cp} C_{la}}{I_y (C_{la} + C_{D0})}} = \sqrt{\frac{(294 + 58.8)}{0.2} \frac{0.1 * 3.927}{0.625(3.925 + 0.1)}} = 16.59$$

7) القيم مقبولة ، لذا نكمل

8) نعيد حساب C_{la} ونقارنها مع التي حسبناها في نقطة 2 للتأكد من صحة الحل .

$$C_{la} = \frac{C_{la,t} S_t + C_{la,w} S}{S} = \frac{2.58 * 0.0697 + 2.58 * 0.134}{0.134} = 3.927$$

نلاحظ أنها نفسها ، الآن نحسب المشتقات الهوائية

$$z_w = \frac{-(C_{la} + C_{D0}) Q S}{m U} = \frac{-(3.927 + 0.1) * 3262.5 * 0.134}{10 * 75} = -2.352$$

$$z_h = \frac{-(C_{la}\, Q S_t)}{m} = \frac{-(2.58 * 3262.5 * 0.0697)}{10} = -58.8$$

$$m_h = \frac{-(C_{la,t}\, Q S_t l_t)}{I_y} = \frac{-(2.58 * 3262.5 * 0.0697 * 0.5851)}{0.625} = -550.5$$

$$m_w = \frac{-(l_{cp}\, Q S C_{la})}{U I_y} = \frac{-(0.1 * 3262.5 * 0.134 * 3.927)}{75 * 0.625} = -3.67$$

$$m_q = \frac{-(C_{la,t}\, Q S_t l_t^2)}{I_y U} = \frac{-(2.58 * 3262.5 * 0.0697 * 0.5851^2)}{0.625 * 75} = -4.29$$

الآن نكتب اقترانات التحويل الهوائية

$$\frac{f_z}{h}(s)=\frac{-58.8s^2-252.5s+8.09*10^4}{s^2+6.646s+285.3}$$
$$\frac{q}{h}(s)=\frac{-550.5s-1079}{s^2+6.646s+285.3}$$
$$\frac{a}{h}(s)=\frac{-0.784\,s-553.8}{s^2+6.646s+285.3}$$
$$\frac{\dot{q}}{h}(s)=\frac{-550.5s^2-1079s}{s^2+6.646s+285.3}$$

9) ندخل اقترانات التحويل السابقة إلى matlab (h تعني h، و f تعني f_z ، و a تعني a)

```
f_over_h = tf([-58.8 -252.5 8.092e4] ، [1  6.646 285.3])
q_over_h = tf([-550.5  -1079] ، [1  6.646  285.3])
a_over_h = tf([-.784  -553.8] ، [1  6.646  285.3])
qdot_over_h = tf([-550.5  -1079  0] ، [1  6.646  285.3])
```

ولحساب wn لأحد الاقترانات السابقة ، نحسبه لأحدها [1] ، باستخدام الأمر damp [2]

```
[wn،mu] = damp(f_over_h)
```

فتظهلا النتيجة wn = 16.8908 ، وهي قريبة من التي قدرناها في خطوة6 ،إذن الحل صحيح .[3]

و $\left(\frac{f_z}{h}\right)_{t\to\infty}$ تحسب عن طريق حساب التكبير لاقتران التحويل f_over_h أي

```
dcgain( f_over_h )
```

فتظهر النتيجة 283.6313 ، نقارنها مع $\frac{f_{z,\max}}{h}$ والتي تساوي 29.4/.1 أي 294 ، وهي نفس النتيجة تقريبا

ونفس الشيء بالنسبة لــ a_over_h ، أي

```
dcgain( a_over_h )
```

النتيجة 1.94 [4] وتساوي تقريبا $\frac{a}{h}$ (2/.1 = 2.) .

---

[1] حسابه لأحدها يكفي لأن لها جميعها نفس المقام ، وبالمناسبة إن كانت المقامات مختلفة فهذا يعني أن هناك خطأ في حلنا

[2] أنظر وحدة 4

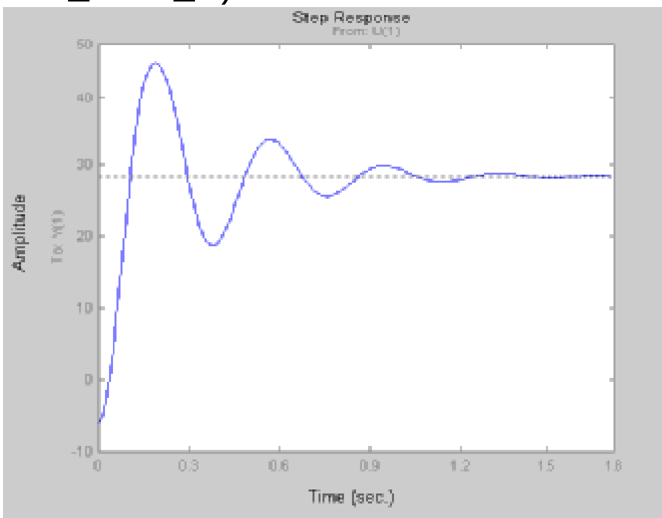
[3] هناك طريقة أسهل لحساب wn في حالة المقام التربيعي وهي مقارنتها مع الصيغة العامة للمقام التربيعي وهي $s^2 + 2\,\eta w_n\, s + w_n^{\,2}$ ، وبالتالي $w_n^{\,2}$ في حالتنا تساوي 285.3 وبالتالي wn تساوي 16.8908

[4] لكن سالبة

قبل أن ننتقل إلى الدرس التالي الذي سنصمم فيه نظام الدارة المغلقة ، لا بد من ايضاح سبب عدم الانتهاء من التصميم للطيران العمودي هنا، والسبب واضح في رسمات الاستجابة التالية:

- رسمة الاستجابة للتسارع f_z عند أمر h مقداره 1. (وهي كما أسلفنا أكبر hمسموحة)

```
step( .1 * f_over_h)
```



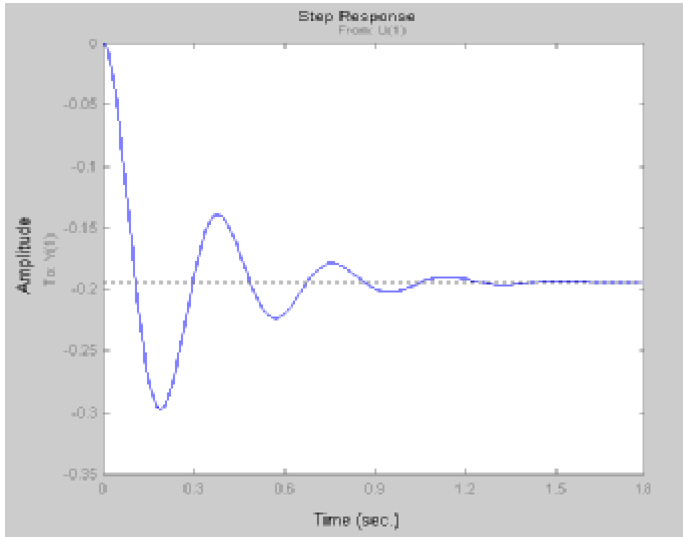
الشكل(14)

حيث نلاحظ أن قيمة f_z القصوى (القمة) هي حوالي 46 (أي فوق القمة حوالي 56%)، أي أكبر بكثير من $f_{z,\max}$ - والتي هي f_z النهائية في رسمة الاستجابة- التي صممنا لأجلها (والتي كانت 29.4) ، مما سيعني تحطم الصاروخ.

ولدينا مشكلة اخرى وهي بطئ الاستجابة.

- و لو رسمنا الاستجابة لزاوية الطيران a عند أمر h مقداره 1. (وهي كما أسلفنا أكبر h مسموحة)

```
step( .1 * a_over_h)
```



الشكل(15)

حيث نلاحظ أن a القصوى هي 3. وليس التي صممنا لها (.2) (والتي هي aالنهائية في الرسمة) ، بالاضافة إلى بطئ الاستجابة[1]

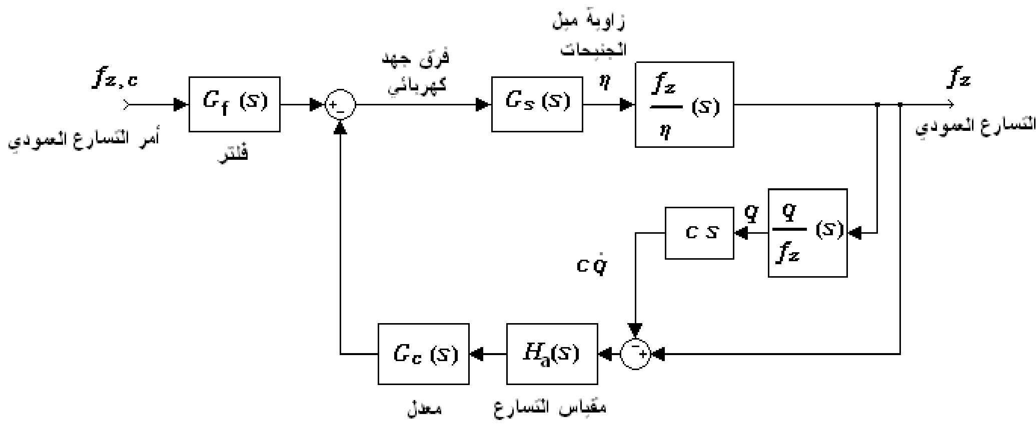
إذن نستنتج أن مشكلة الاستجابة هي ارتفاع فوق القمة ، وبطئ الاستجابة ، وبالتالي لا بد من تصميم نظام الدارة المغلقة ، وهو ما سنفعله في الدرس القادم.

التصميم للطيران العمودي (2)

الهدف من هذه المرحلة من التصميم هو تصميم الدارة المغلقة التي تحسن صفات الاستجابة للطيران بالاتجاه العمودي

وهي موضحة في الشكل التالي

[1] وهذا كله سيسبب D_a عالية لمدد أكبر ، أي مقاومة هواء بصورة أكبر ، أي تقليل مدى الصاروخ (أشرنا إلى D_a في وحدة 1)



الشكل(16)

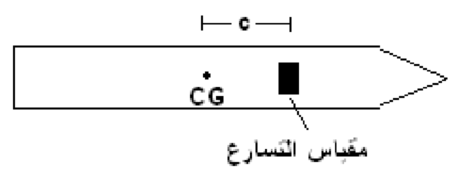
حيث Gs هو اقتران التحويل لمحرك الجنيحات ، (حيث يكون مرفق معه (على الكتلوج))

و Gc هو اقتران التحويل للمعدل الذي ننوي تصميمه

و Gf هو اقتران التحويل للفلتر الذي ننوي تصميمه

و Ha هو اقتران التحويل لجهاز قياس التسارع ، وسوف نشرح لاحقا طريقة صناعته

و c المسافة بين موضع مقياس التسارع و CG



الشكل(17)

لاحظ أن التسارع الذي سوف يقيسه مقياس التسارع هو التسارع العمودي زائد التسارع الدوراني حول مركز الكتلة أي $f_z - m_q$ وليس f_z .

<u>خطوات تصميم معدل مسبق لتحسين صفات الاستجابة للطيران العمودي</u>

1) وهي نفس طريقة تصميم المعدل المسبق المشروحة في وحدة4 ، حيث G تساوي

$$G(s)=G_s(s)\frac{f_z}{h}(s)$$

```
G = minreal(  Gs*f_over_h )
```

و H تساوي

$$H(s)=H_a(s)\left(1-c\frac{\dot{q}}{f_z}(s)\right)$$

```
H = minreal(  Ha*( 1- c * qdot_f )  )
```

حيث $\frac{\dot{q}}{f_z}(s)$ تحسب من العلاقة

$$\frac{\dot{q}}{f_z}(s)=\frac{m_h s^2-(m_h z_w-m_w z_h)s}{z_h s^2-(z_h m_q)s+U(m_h z_w-m_w z_h)}$$

أو العلاقة

$$\frac{\dot{q}}{f_z}(s)=\frac{\frac{\dot{q}}{h}(s)}{\frac{f_z}{h}(s)}$$

أي

```
qdot_over_f = minreal(qdot_over_h/f_over_h)
```

حيث $\frac{\dot{q}}{h}(s)$ و $\frac{f_z}{h}(s)$ نأخذها من نتائج درس **خطوات التصميم للطيران العمودي (1)**

و Gs هي اقتران التحويل لمحرك الجنيحات (ويكون مرفق معه على الكتلوج)

و Ha هي اقتران التحويل لجهاز قياس التسارع

وقيمة c (الشكل(17)) نكتبها ، فإن لم نكن نعرفها نفرضها صفر

أما n_G و d_G فنحصل عليها بواسطة أمر الــ Matlab التالي

```
[n_G،d_G] = tfdata(G،'v')
```

و n_G و d_G فنحصل عليها بواسطة أمر الــ Matlab التالي

```
[n_H،d_H] = tfdata(H،'v')
```

ثم نتبع الخطوات المشروحة في درس وحدة4 ، ونعيد كتابتها هنا

1) حددنا اقتران التحويل G و H (من الشرح فوق)
2) نحدد بناءاً على صفات الاستجابة المرغوبة للنظام قيمة لــ w_n m [1]
3) نحسب الزاوية y للمعدل من خلال المعادلات

$$s_0=w_n\left(-m+i\sqrt{1-m^2}\right)$$

$$y=\pm p(2n+1)-\angle(G(s_0)H(s_0))$$ [2]

حيث n عدد صحيح (...،2،1،0) يعطي أقل زاوية موجبة لــ y

4) إذا كانت y أكبر من $p/3$ ، نعيد من خطوة (2) لقيمة w_n m جديدة إلى أن نحصل على y أقل من $p/3$.

---

[1] أي w_n للنظام المغلق ، وليس w_n القديمة

[2] لاحظ أننا نستخدم نظام الزوايا radian

5) نجرب قيمة لــ $\frac{1}{T}$ ونحسب $\frac{1}{g\,T}$ من المعادلة

$$\frac{1}{g\,T}=\frac{w_n\sqrt{1-m^2}}{\tan\left(\tan^{-1}\left(\frac{w_n\sqrt{1-m^2}}{-m\,w_n+\frac{1}{T}}\right)-y\right)}+m\,w_n$$ [1]

6) نحسب Kc من المعادلة

$$K_c=\left|\frac{s_0+\frac{1}{g\,T}}{s_0+\frac{1}{T}}\right|\times\left|\frac{1}{G(s_0)H(s_0)}\right|$$

7) نعوض $\frac{1}{T}$ $\frac{1}{g\,T}$ K_c للحصول على اقتران التحويل للمعدل

$$G_c(s)=K_c\frac{s+\frac{1}{T}}{s+\frac{1}{gT}}$$

8) نكتب اقترانات التحويل للنظام المغلق $(f_z\ h\ a\ q)$،ونختبر الحل ، ونعيد من نقطة2 إن رغبنا في تحسين الاستجابة قليلا (وللعلم الاستجابة ستكون سيئة عادةً ،أنظر المثال التالي)

9) **<u>تصميم الفلتر</u>**

نحدد قيمة التكبير للفلتر، تبعاً لقيمة المخرج المطلوبة لمدخل معين

$$K_f=\frac{\text{المخرج المطلوب}}{\text{المدخل * تكبير النظام المغلق}}=\frac{\text{المخرج المطلوب}}{\text{المدخل * dcgain(G_close)}}$$

فإن كنا راضين عن الاستجابة(وهذا شبه مستحيل) ،نستخدم فلتر مكبر له اقتران التحويل التالي

$$G_f(s)=K_f$$

---

[1] نفضل تكرار هذه الخطوة لعدة قيم لــ $\frac{1}{T}$ ،ثم نختار التي تعطي أكبر g ، من أجل تقليل بعض أخطاء متابعة الإشارة .

أما إن كانت فوق القمة عالية نجرب وضع فلتر مثبط ،ونجرب قيمة لـــ t_f، ويكون اقتران التحويل للفلتر

$$G_f(s)=\frac{K_f}{t_f s+1}$$

ونختبر الاستجابة للاقتران المغلق المفلتر،فإن لم تحل مشكلة فوق القمة نعيد لـــ t_f جديدة ،وهكذا إلى أن نصل إلى استجابة جيدة .

مثال2

الآن نريد تصميم نظام الدارة المغلقة للصاروخ في المثال السابق، ولنجرب المعدل المسبق.

0) نكتب اقترانات التحويل التي حصلنا عليها في المثال السابق ،أي

```
f_over_h = tf([-58.8 -252.5 8.092e4] ، [1  6.646 285.3])
q_over_h = tf([-550.5  -1079] ، [1  6.646  285.3])
a_over_h = tf([-.784  -553.8] ، [1  6.646  285.3])
qdot_over_h = tf([-550.5  -1079  0] ، [1  6.646  285.3])
```

لنفرض أنه توفر لدينا محرك جنيحات له اقتران التحويل التالي

$$Gs(s)=\frac{226.8}{s^2+180s+32400}$$

ندخله إلى الـــ matlab :

```
Gs = tf(226.8 ، [ 1  180   32400]);
```

ولنفرض أنه توفر لدينا مقياس تسارع له اقتران التحويل Ha = 1 ، وبالتالي نكتب :

```
n_Ha = 1;
d_Ha = 1;
Ha = tf(n_Ha،d_Ha);
```

ولنفرض أننا ننوي وضع مقياس التسارع على مسافة 10cm أمام الـــCG، أي ندخل في الـــ matlab

```
c = .1;
```

ثم نحسب G و n_G d_G

```
G = minreal( Gs*f_over_h );
[n_G،d_G] = tfdata(G،'v');
```

ونحسب qdot_over_f

```
qdot_over_f = minreal(qdot_over_h/f_over_h)
```

ثم نحسب H و n_H   d_H

```
H = minreal( Ha*( 1-c*qdot_over_f ) );
[n_H،d_H] = tfdata(H،'v')
```

1) الآن نبدأ بتصميم المعدل المسبق ، حيث حددنا G H ، n_G ، d_G ، n_H ، d_H في الخطوة السابقة ،

2) نجرب القيم التالية لــ mu wn [1]

```
wn = 30;
mu = .45;
```

3) نحسب الزاوية psi للمعدل

```
s0 = wn*(-mu+i*sqrt(1-mu^2));
GHs0=polyval(n_G،s0)*polyval(n_H،s0)/(polyval(d_G،s0)*polyval(d_H،s0));
psi = pi-angle(GHs0)
```

4) نلاحظ أن psi تساوي 1.16 أي أكبر بقليل من $p/3$ ، لكن سنتجاوز ونقبلها

5) نجرب قيمة لــ T_inv

```
T_inv = 8 ;
```
[2]

ونحسب gT_inv

```
gT_inv = wn*mu + wn*sqrt(1-mu^2)/tan(atan(wn*sqrt(1-mu^2)/(-wn*mu+T_inv))-psi)
```

وستساوي 52

6) نحسب Kc

```
Kc = abs((s0+gT_inv )/(s0+T_inv))/abs(GHs0)
```

وستساوي 1.7

7) نعوض Kc T_inv gT_inv للحصول على اقتران التحويل للمعدل

```
Gc = tf(Kc*[1 T_inv]،[1 gT_inv])
```

وسيظهر على الشاشة كالتالي

```
1.701 s + 13.61
---------------
   s + 52.01
```

8) <u>(هذه الخطوة والتي بعدها مهمات ويجب فهمها)</u>

أولا نحسب اقتران التحويل $\frac{f_z}{com}(s)$ ، حيث com اختصار command ، وأعني به الأمر الصادر للنظام المغلق بدون الفلتر (وسنسميه $f_{z,c}$ عندما نضيف الفلتر) ، وحسابها هو ايجاد اقتران التحويل للنظام المغلق بالطريقة التي تعلمناها في وحدة 4 ، أي

```
f_over_com= feedback( minreal(G*Gc)،H) ;
```

ثم نحسب اقتران التحويل $\frac{h}{com}(s)$ (وهو منطقياً)

---

[1] اخترتها بعد الكثير من التجريب والاختبار

[2] اخترتها بعد الكثير من التجريب والاختبار

$$\frac{h}{com} = \frac{\frac{f_z}{com}}{\frac{f_z}{h}}$$

أي

```
h_over_com= minreal(f_over_com/f_over_h);
```

ثم نحسب اقتران التحويل $\frac{a}{com}$ (وهو منطقياً)

$$\frac{a}{com} = \frac{a}{h}\frac{h}{com}$$

أي

```
a_over_com= minreal(a_over_h*h_over_com);
```

وبنفس الطريقة نحسب $\frac{q}{com}$ و $\frac{\dot{q}}{com}$ ، أي :

```
q_over_com = minreal(q_over_h*h_over_com);
qdot_over_com = minreal(qdot_over_h*h_over_com);
```

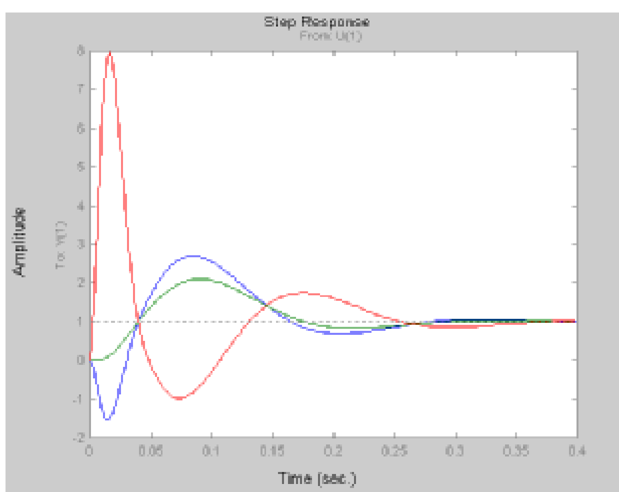
ثم من أجل تسهيل المقارنة و رسم الاستجابة على رسمة واحدة ، نقوم بعملية توحيد التكبير للاقترانات السابقة (أنظر وحدة 4) ، وذلك كالتالي :

```
f_over_com_unity = f_over_com / dcgain(f_over_com);
h_over_com_unity = h_over_com / dcgain(h_over_com);
a_over_com_unity = a_over_com / dcgain(a_over_com);
q_over_com_unity = q_over_com / dcgain(q_over_com);
qdot_over_com_unity = qdot_over_com / dcgain(qdot_over_com);
```

الآن نرسم استجابة h a f_z (موحدة التكبير في النظام المغلق غير المفلتر)

```
step(f_over_com_unity،a_over_com_unity،h_over_com_unity)
```
[1]

فيظهر الرسم التالي



[1] لاحظ أن الرسم لا يتضمن استجابة q و $\dot{q}$ ، لكن إن رأينا أهمية لرسمها نرسمها.

الشكل(18)

ونلاحظ منه أن الاستجابة سريعة ، لكن المشاكل هي في فوق القمة.

مثلا : نلاحظ من الشكل السابق أن القمة لـــ f_z (اللون الأزرق) تساوي 2.7 أي 2.7 ضعف القيمة النهائية لـــ f_z [1] التي صممنا لها أي سيتحطم الصاروخ

وقمة a تساوي 2.1 ضعف التي صممنا لها ، أي a كبيرة وهذا له مشاكله التي بيناها

أما قمة h فهي 8أضعاف التي صممنا لها أي 1.*8 أي 8rad. ،وهو مقدار مرفوض تماما.

لذا نلاحظ أن المشكلة الكبرى هي في فوق القمة.

لذا نعيد الحل من نقطة 1 لتقليل المشكلة قدر الإمكان ، ثم نصمم الفلتر لتقليل ما تبقى من فوق القمة [2]

ولنفرض أننا قبلنا بالنظام المغلق السابق ونريد الآن إضافة فلتر مثبط لتقليل فوق القمة

تصميم الفلتر ، وهو فلتر مثبط

نحسب تكبير الفلتر وهو

```
Kf = 1 / dcgain(f_over_com)
```

وسيساو ي 2.925

ثم نجرب قيمة لـــ t_f ولتكن [3]

```
t_f = .15
```

وندخل اقتران التحويل للفلتر ،أي

```
Gf = tf(Kf،[t_f 1])
```

ثم نكتب اقترانات التحويل المغلقة المفلترة ، حيث سنقوم بضرب اقترانات التحويل للنظام المغلق بـــاقتران التحويل للفلتر ، أي

```
f_over_fc = minreal( f_over_com*Gf );
h_over_fc = minreal( h_over_com*Gf );
a_over_fc = minreal( a_over_com*Gf );
q_over_fc = minreal( q_over_com*Gf );
qdot_over_fc = minreal( qdot_over_com*Gf );
```

---

[1] وهي التي اعتبرناها تساوي تقريباً $f_{z,\max}$

[2] الفلتر مناسب لحل مشاكل فوق القمة للأوامر التي نصدرها ، لكن هناك مؤثرات خارجية (مثل الريح) لا دور للفلتر لتقليل فوق القمة لها ، لكن المعدل يفعل ذلك ، لذا يجب تقليل الاعتماد على الفلتر قدر الإمكان ، وأقترح البحث والتعلم في علم هندسة التحكم عسى ان نجد طرق لتصميم معدلات من أنواع أخرى أكثر فاعلية ، بالاضافة إلى استخدام rate gyro أو مقياسي تسارع في الصاروخ ، وربما علم هندسة التحكم الرقمية يكون مفيد جداً.

[3] اخترتها بعد الكثير من التجريب والاختبار

حيث fc تعني أمر التسارع العمودي fz الذي يصدره الموجه.

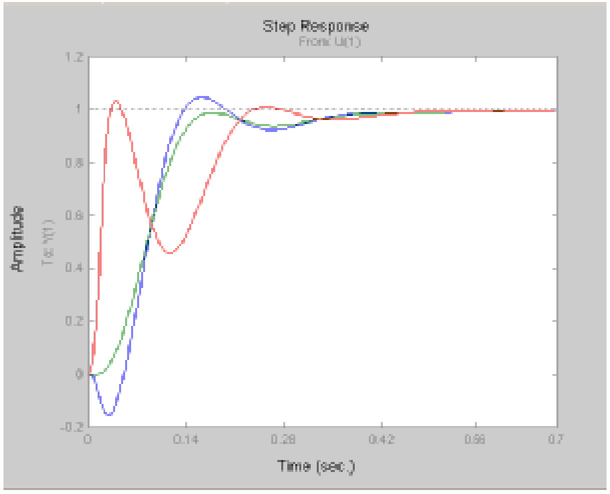
ثم نوحد التكبير

```
f_over_fc_unity = f_over_fc / dcgain(f_over_fc);
h_over_fc_unity = h_over_fc / dcgain(h_over_fc);
a_over_fc_unity = a_over_fc / dcgain(a_over_fc);
q_over_fc_unity = q_over_fc / dcgain(q_over_fc);
qdot_over_fc_unity = qdot_over_fc / dcgain(qdot_over_fc);
```

ونرسم الاستجابات المهمة

```
step(f_over_fc_unity ، a_over_fc_unity ، h_over_fc_unity)
```

فيظهر الرسم التالي

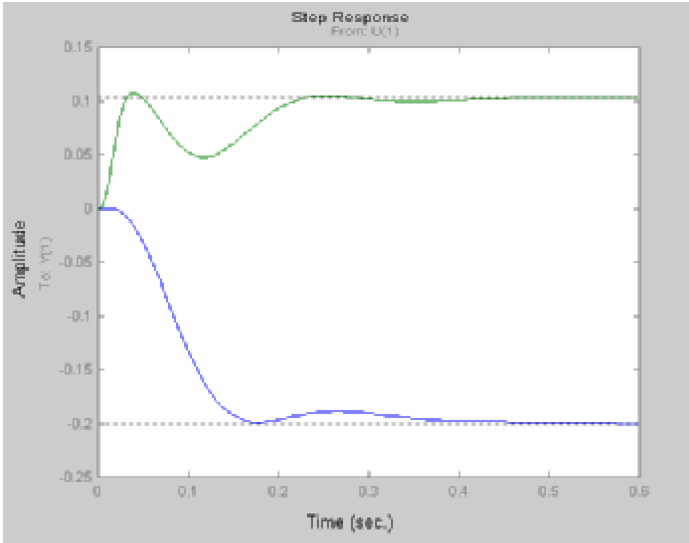


الشكل(19)

نلاحظ أن مشكلة فوق القمة – للأوامر – قد حُلَّت

ولمزيد من التأكد لنفرض أننا أرسلنا أمر (fc) بأقصى قيمة أي 29.4 ، نريد أن نرى إن كانت a القصوى ستكون قريبة من 2. و h القصوى قريبة من 1. ، إذن ندخل الأمر التالي إلى matlab

```
step( a_over_fc * 29.4 ، h_over_fc * 29.4 )
```

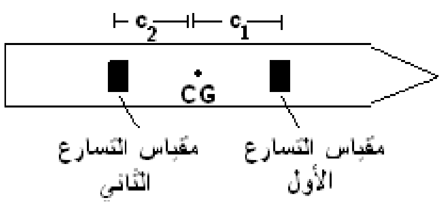


الشكل(20)

ونلاحظ أنها قريبة ، وبذلك ينتهي المثال .

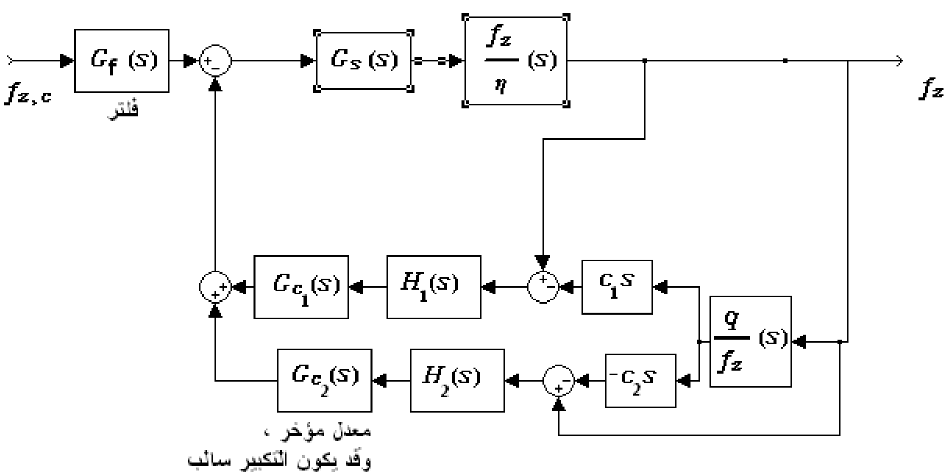
فائدة1

من المفيد استخدام مقياسي تسارع عند مكانين مختلفين ، كما في الشكل



الشكل(21)

وله :



الشكل(22)

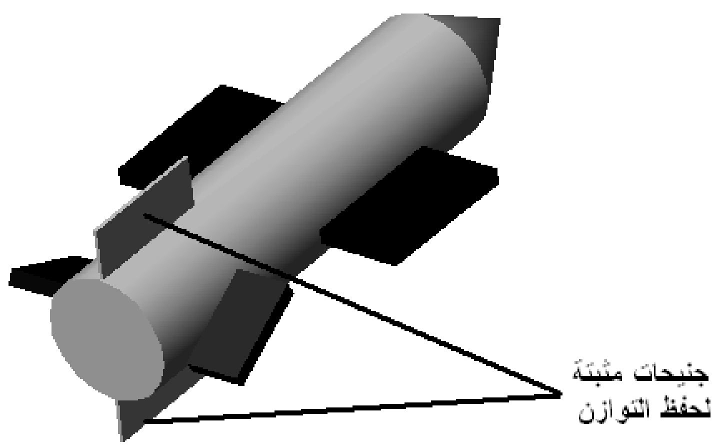
ثم نمرر كل إشارة في معدل مستقل للوصول إلى صفات ممتازة جدا ، لكن لا يوجد طريقة مباشرة وسهلة للتصميم (أي لمعرفة اقترانات التحويل للمعدلات المطلوبة) ، وهذا التصميم لا يهمنا أبداً في هذا الكتاب

فائدة2

من المفيد استخدام جهاز rate gyro - بالاضافة إلى مقياس التسارع - وهو يستخدم لقياس التسارع الزاوي $\ddot{\phi}$ ، لكن سنحاول الاكتفاء بمقياس التسارع لأن صناعته أسهل.

التصميم للطيران الأفقي

قلنا سابقا أنه في نموذجنا لا يوجد طيران بالاتجاه الأفقي للصاروخ[1] ،والأمر الوحيد الذي يهمنا في التصميم هنا هو وجود ذيل <u>مثبت</u> بالصاروخ كي يمنع انقلاب الصاروخ، أما الأجنحة فلا يوجد ، أي شكل الصاروخ هو كالتالي:



الشكل(23)

وأبعاد هذه الجنيحات لا تساوي بالضرورة أبعاد الجنيحات المتحركة (مثل التي في الشكل أعلاه)

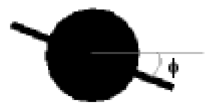
التصميم للعطوف (roll)

العطوف هو الدوران حول المحور الطولي (x في الشكل(5))

[1] نأكد أن الكلام عن الاتجاه الأفقي للصاروخ وليس للأرض، أي باتجاه المحور y في الشكل5

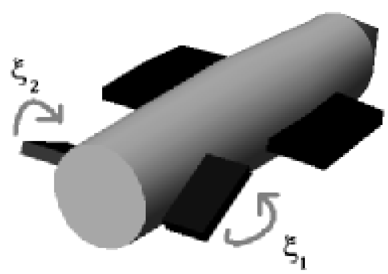
ونذكر ببعض التعريفات

- p هي معدل الدوران الزاوي (بوحدة rad/s) حول المحور x ، L هي العزم حول المحور x
- f هي الزاوية بين السطح الأفقي الموازي لسطح الأرض و السطح الأفقي للصاروخ ، كم في الشكل التالي



الشكل(24)

- زوايا فتل الجنيحات تسمى x_2 x_1 ، واتجاهها الموجب هو المبين في الشكل التالي



الشكل(25)

- زاوية فتل الجنيحات x تعطى بالعلاقة $x = \frac{x_1 + x_2}{2}$ ، أي كل جنيح ينفتل عكس الآخر ، وهذا هو المسؤول عن انفتال الصاروخ حول المحور الطولي (المسؤول عن f)

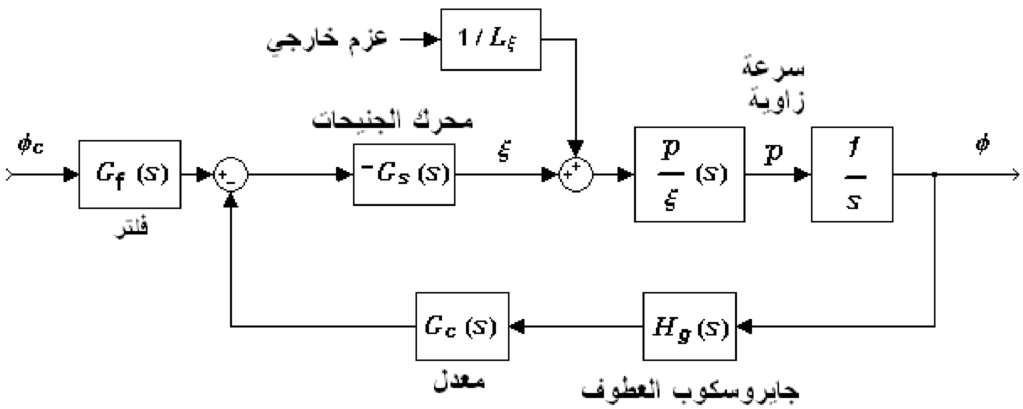
$$\frac{p}{x}(s) = \frac{-L_x / L_p}{T_a s + 1} \quad , \quad T_a = \frac{-I_x}{L_p}$$

لاحظ أن فتل الجنيحات x ينتج p (أي $\dot{f}$) وليس f ،اي عند فتل الجنيحات بقيمة معينة فإن الصاروخ سوف ينفتل بمعدل زاوي معين وليس بزاوية معينة ، وهذا لا يناسبنا ، نحن نريد إرسال أمر بفتل الزوية الصاروخ بزاوية معينة

لذا **لا بد** من استخدام roll gyro (جايروسكوب عطوف) لقياس الزاوية f وتصميم نظام الدارة المغلقة(الشكل التالي)، وهناك فائدة أخرى سنحصل عليها وهي منع انفتال الصاروخ بفعل العزوم الخارجية[1] مثل الريح وعدم التماثل

---

[1] لن ندخل العزم الخارجي في متطلبات تصميمنا



الشكل(26)

$$L_x = -QC_{la,t}S_t\left(R+\frac{a}{4}\right)$$

$$L_p = \frac{-Q}{U}\left[C_{la,w}S\left\{R^2+\frac{RA}{2}+\frac{A^2}{12}\right\}\right.$$

$$\left.+C_{la,t}S_t\left\{R^2+\frac{Ra}{2}+\frac{a^2}{12}\right\}+C^*_{la,t}S^*_t\left\{R^2+\frac{Ra^*}{2}+\frac{a^{*2}}{12}\right\}\right]$$

حيث R نصف قطر الصاروخ، a و A و S و St مبينة في شكل(11) ، و *a *St هي مثل a و St لكن للجنيح الثابت

$$C^*_{la,t} = \frac{2p\,\overline{AR_t}^*}{2+\sqrt{4+\overline{AR_t}^{*2}\left(1+Mach^2\right)}}$$

حيث $\overline{AR_t}^*$ هي مثل $\overline{AR_t}$ (المبينة في شكل11) لكن للجنيح الثابت

<u>خطوات التصميم للعطوف</u>

1) نكتب قيمة R (من وحدة 3) ، ونختار قيمة لــ *a و *St

ونأخذ القيم التالية من المثال 1 (S A m Mach $C_{la,w}$ $C_{la,t}$ Q $\overline{AR_t}$ U St)

ثم نحسب

$$\overline{AR_t}^* = \frac{a^{*2}}{S^*_t}$$

$$C^{*}_{la,t} = \frac{2p\,\overline{AR_t}^{*}}{2+\sqrt{4+\overline{AR_t}^{*2}\left(1+Mach^2\right)}}$$

$$a = \sqrt{\overline{AR_t}\,S_t}$$

$$L_x = -QC_{la,t}S_t\left(R+\frac{a}{4}\right)$$

$$L_p = \frac{-Q}{U}\left[C_{la,w}S\left\{R^2+\frac{RA}{2}+\frac{A^2}{12}\right\}\right.$$

$$\left.+C_{la,t}S_t\left\{R^2+\frac{Ra}{2}+\frac{a^2}{12}\right\}+C^{*}_{la,t}S^{*}_{t}\left\{R^2+\frac{Ra^{*}}{2}+\frac{a^{*2}}{12}\right\}\right]$$

ونقدر **Ix**

$$I_x \sim 0.75\,m\,R^2$$

2) نحسب اقتران التحويل

$$\frac{p}{x}(s) = \frac{-L_x/L_p}{T_a s+1} \;\;,\;\; T_a = \frac{-I_x}{L_p}$$

3) نكتب اقتران التحويل لمحرك الجنيحات Gs (وهو نفس الذي استخدمناه في خطوات التصميم للطيران العمودي(2)) ، وندخله إلى matlab بالطرق التي تعلمناها

وندخل اقتران التحويل H لجهاز جايروسكوب العطوف إلى matlab

4) نكتب اقتران التحويل G الذي يهمنا في تصميم المعدل وهو

$$G(s) = -G_s(s)\frac{p}{x}(s)\frac{1}{s}$$

وندخله إلى matlab ونحسب d_G n_G ، أي :

```
G = minreal ( -Gs * p_over_x * tf(1 ، [1  0]) )
[n_G،d_G] = tfdata(G،'v');
```

5) نصمم المعدل والفلتر المناسبين بالطرق التي تعلمناها في وحدة4 ، ونركز على اختبار سرعة الاستجابة لـــ $\frac{f(s)}{f_c(s)}$ ، وعلى أن لا تزيد القيمة القصوى(القمة) لـــ x عن 0.1rad (كما قررنا في المثال1) ، وذلك عند أمر f_c مقداره $p/3$ [1] ، أي أن لا تزيد قمة $\frac{x}{f_c}(s)$ عن 0.1 [2] ، حيث $\frac{x}{f_c}(s)$ ، تحسب بواسطة المعادلة

$$\frac{x}{f_c}(s)=\frac{1}{s}\times\frac{f}{f_c}(s)\times\frac{p}{x}(s)$$

مثال3

نريد تصميم ودراسة استجابة العطوف للصاروخ الذي نصممه في الأمثلة السابقة

1) نكتب قيمة R (نصف قطر الصاروخ من وحدة 3)

```
R = .05
```

ونختار قيمة لـــ St_star   a_star

```
St_star = .02;
a_star = .2;
```

ونأخذ القيم التالية من المثال 1

```
U = 75
St = .0697
ARt = 2;
Q = 3262.5
Cla_t = 2.5846
Cla_w = 2.5846
S = .1343
A = .5182
m = 10;
Mach = .2187
```

ونحسب

```
ARt_star = a_star^2/St_star;
Cla_t_star = 2*pi*ARt_star/(2+sqrt(4+ARt_star^2*(1+Mach^2))) ;
a_ = sqrt(St*ARt)
Lx = -Q * Cla_t  * St * (R + a_/4)
Lp = -Q/U*(Cla_w*S*(R^2+R*A/2+A^2/12)+ Cla_t*St*(R^2+R*a_/2+a_^2/12)+
```

---

[1] وهو الأمر اللازم للانفتال من زاوية $6/p$ إلى زاوية $6/p$ بالاتجاه المعاكس

[2] أي $\frac{1}{p/3}$

```
Cla_t_star*St_star*(R^2+R*a_star/2+a_star^2/12))
Ix = .75 * m*R^2
```

2) ندخل اقتران التحويل $\frac{p}{x}(s)$ إلى matlab

```
Ta = -Ix/Lp
p_over_x = tf( -Lx/Lp ، [Ta  1])
```

3) ندخل Gs إلى matlab

```
Gs = tf(226.8 ، [ 1  180   32400]);
```

ولنفرض أن اقتران التحويل للجايروسكوب المتوفر كان مثلا H = 1 ، نكتب في matlab

```
n_H = 1،
d_H = 1;
H = tf(n_H،d_H)
```

4) نكتب اقتران التحويل G الذي يهمنا في تصميم المعدل، ومنه نحسب d_G n_G

```
G = minreal ( -Gs * p_over_x * tf(1 ، [1  0]) )
[n_G،d_G] = tfdata(G،'v');
```

5) تصميم المعدل

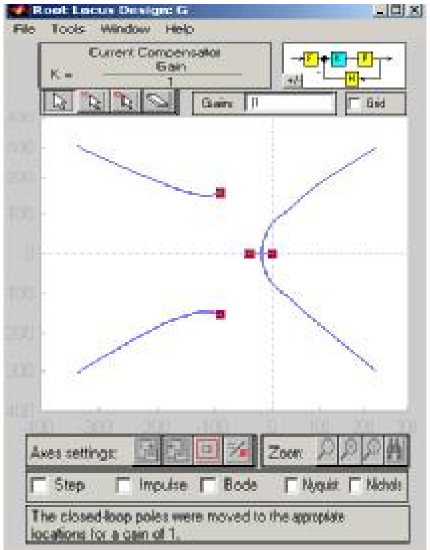
نجرب تصميم معدل مكبر بالطريقة التي تعلمناها في وحدة4 وهي rltool (راجع مثال 5 في وحدة4)،أي نكتب في الــ matlab

```
rltool
```

ثم بعد ظهور الشكل ، نختار file ثم Import Model .

ثم نختار G ليكون هو اقتران التحويل للآلة ، وذلك بالضغط على G ثم على السهم المحاذي لــP، ثم نختار H ليكون هو اقتران التحويل لجهاز القياس بنفس الطريقة السابقة.

ثم نضغط OK ، فيظهر الشكل التالي

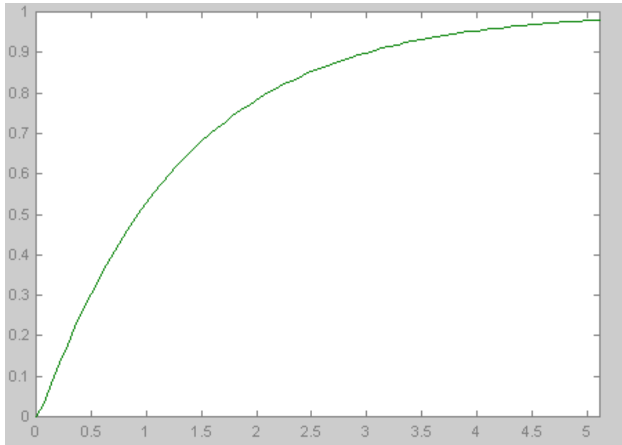


الشكل(27)

نضغط على 

لتصبح 

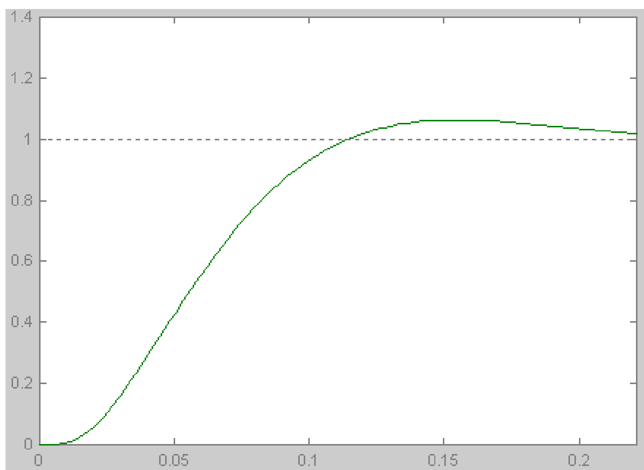
، فتظهر لنا رسمة استجابة النظام المغلق لأمر الخطوة



الشكل(28)

ونلاحظ بطئ الاستجابة .

لذا نقوم بجر (drag) المربع الأحمر (الضغط عليه وتحريكه مع إبقاء الضغط عليه) ونغير مكانه إلى أن نحصل على رسمة استجابة مقبولة ، مثلا الاستجابة التالية



الشكل(29)

نلاحظ أنها استجابة سريعة لذا نأخذ قيمة التكبير KK [1] للمعدل المكبر من 

الموجودة في أعلى الشكل.

وهي لهذه الاستجابة KK = 25

بقي اختبار قمة $\frac{x}{f_c}(s)$ (والتي قلنا أننا لا نريدها أن تزيد عن 0.1)

---

[1] يجب أن لا تكون قيمة كبيرة جدا بحيث يسبب مضار أخرى (نظرية وعملية)

لذا نغلق rltool وندخل اقتران التحويل للمعدل الذي اعتمدناه إلى الــ matlab

```
KK = 25
Gc = tf(KK،1)
```

ونوجد اقتران التحويل للنظام المغلق

```
G_close = feedback(G*Gc،H )
```
[1]

ونوجد تكبير الفلتر

```
Kf = 1/dcgain(G_close)
```

ونجرب استخدام فلتر مكبر أي

```
Gf = tf( Kf  ، 1 )
```

وعليه $\frac{f}{f_c}(s)$ تحسب كالتالي

```
fi_over_fic = G_close*Gf
```

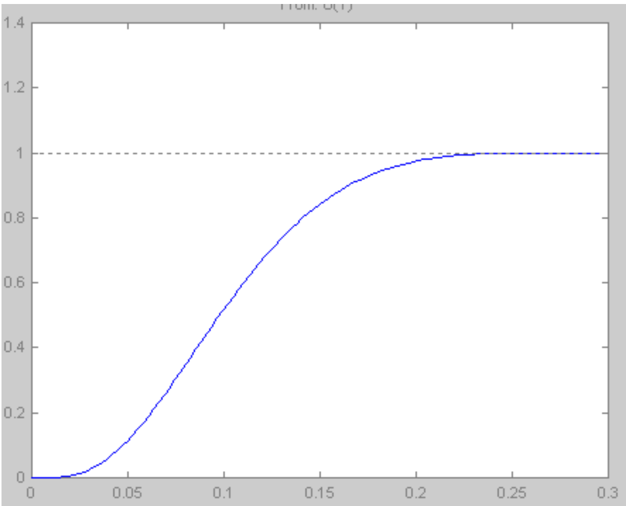
اما $\frac{x}{f_c}(s)$ فتحسب (كما أسلفنا) كالتالي

```
x_over_fic = minreal(tf([1  0]،1)*fi_over_fic/p_over_x)
```

نرسم الاستجابة لأمر الخطوة لـــ fi_over_fic ، أي

```
step(fi_over_fic)
```

لنحصل على



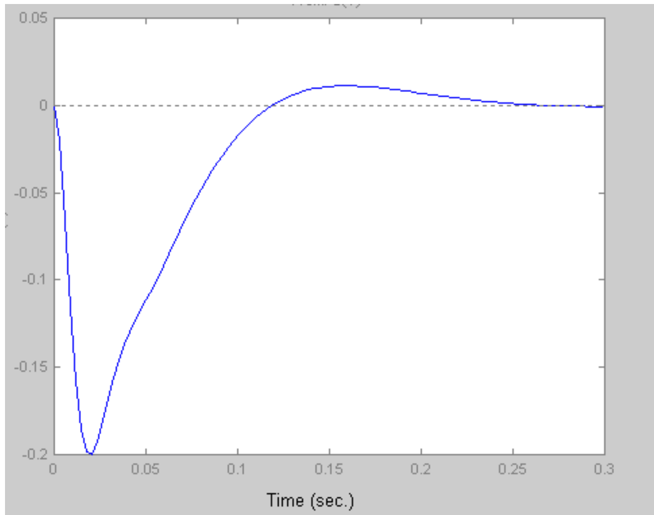
الشكل(30)

وهو بالمناسبة نفس الشكل الذي حصلنا عليه في rltool ، الآن نختبر استجابة x_over_fic

```
step(x_over_fic)
```

---

1 لاحظ أننا نضع المعدل قبل محرك الجنيحات مباشرة وليس بعد جهاز القياس كما في الشكل (12)



الشكل(31)

نلاحظ أن القمة تساوي 2. وليس أقل من 1. كما قررنا ، لذا نعيد الحل لقيمة KK جديدة (ولا داعي لاعادة rltool فالمشكلة الحقيقية في x_over_fic وليس في fi_over_fic ، لذا نعيد من خطوة =KK)

لكن لنفرض أننا قبلنا بهذا الحل ، وأردنا تقليل القمة بجعل الفلتر مثبط[1] ، لذا نعيد من خطوة =Gf ، أي

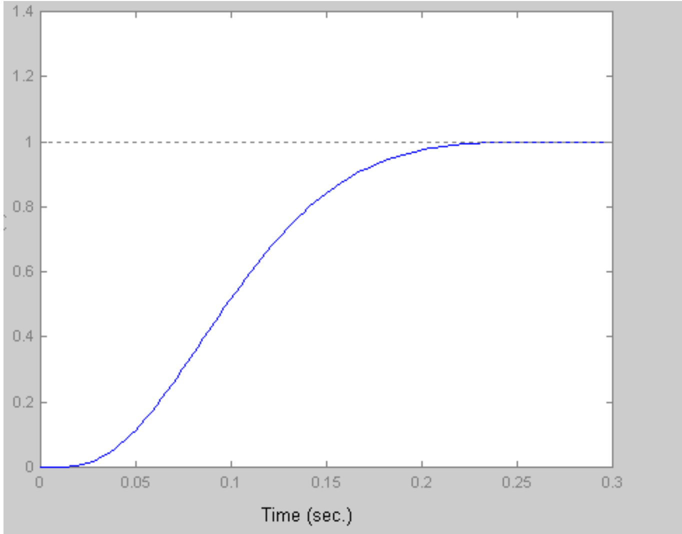
```
t_f = .05    2
Gf = tf(Kf،[t_f ، 1])
fi_over_fic = G_close*Gf
x_over_fic = minreal(tf([1  0]،1)*fi_over_fic/p_over_x)
step(fi_over_fic)
```

فيظهر الشكل

---

[1] تذكر أن أحد مشاكل الاعتماد على الفلتر المثبط بدل المعدل المناسب ،هو سوء استجابة النظام المغلق للمؤثرات الخارجية مثل الريح .

[2] اخترتها بعد عدة تجارب



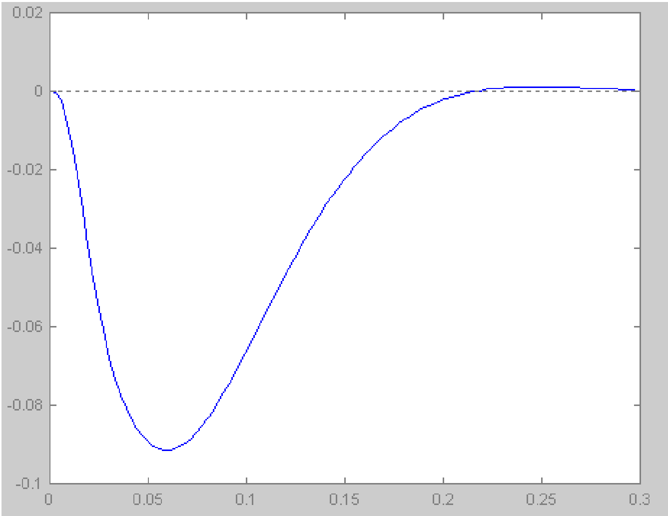
الشكل(32)

وما زال مقبول

والمهم الآن هو

```
step(x_over_fic)
```

والشكل



الشكل(33)

نلاحظ أن القمة انخفضت إلى أقل من 0.1 ، وهذا ما نريده

إذن نعتمد الفلتر المثبط ذو اقتران التحويل التالي

$$G_f(s) = \frac{1}{0.05s + 1}$$

والمعدل المكبر (الموضوع قبل محرك الجنيحات) ، ذو اقتران التحويل التالي

$$G_c(s) = 25$$

وانتهى المثال

أثر تناقص السرعة على صفات الاستجابة

عند التصميم في هذه الوحدة يجب افتراض قيمة للسرعة U ، لكننا نعلم أن السرعة تتناقص مع الزمن لذا يجب بعد الانتهاء من التصميم أن نتأكد أن صفات الاستجابة لا تسوء كثيرا عند تغير السرعة ، فإن كان الاثر كبير لا بد من إعادة التصميم .

<u>خطوات اختبار أثر U</u> [1]

1) نكتب القيم التي اعتمدناها في التصميم للطيران العمودي(1) ، لـــ

```
ARw  ARt  CD0  m  l   lcp  lt S   St  A  Iy ro a
h fz_max
```

2) نكتب قيمة U التي نريد اختبار المواصفات عندها ، ثم نحسب القيم الجديدة التالية

```
Mach = U/343;
Cla_w = 2*pi*ARw/(2+sqrt(4+ARw^2*(1+Mach^2))) ;
Cla_t = 2*pi*ARt/(2+sqrt(4+ARt^2*(1+Mach^2))) ;
Q = .5*ro*U^2;
Cla = (S*Cla_w+St*Cla_w)/S;
  zw = -(Cla+CD0)*Q*S/m/U;
  zh = -(Cla_t*Q*St)/m;
  mw = -(lcp*Q*S*Cla)/U/Iy;
  mh = -(Cla_t * Q*St*lt)/Iy;
  mq = -(Cla_t * Q*St*lt^2)/Iy/U;
f_over_h = tf([zh  -(zh*mq) U*(mh*zw-mw*zh)] ،[1 -(zw+mq) (zw*mq-U*mw)]);
q_over_h = tf([mh (mw*zh-mh*zw)]،[1 -(zw+mq) (zw*mq-U*mw)]);
a_over_h = tf([zh (mh*U-zh*mq)]/U،[1 -(zw+mq) (zw*mq-U*mw)]);
qdot_over_h = tf([mh (mw*zh-mh*zw) 0]،[1 -(zw+mq) (zw*mq-U*mw)]);
```

3) نكتب القيم التي اعتمدناها في التصميم للطيران العمودي(2) ، لـــ

```
c  Gs  Ha  Gc   Gf
```

4) نحسب القيم الجديدة التالية

```
qdot_over_f = minreal(qdot_over_h/f_over_h)
G = minreal( Gs*f_over_h );
H = minreal( Ha*( 1-c*qdot_over_f ) );
f_over_com= feedback( minreal(G*Gc)،H) ;
h_over_com= minreal(f_over_com/f_over_h);
a_over_com= minreal(a_over_h*h_over_com);

f_over_fc = minreal( f_over_com*Gf );
```

---

[1] ولن أشير إلى معاني الرموز لأنها تكرار لما هو في الأمثلة والدروس الثلاث السابقة.

```
h_over_fc = minreal( h_over_com*Gf );
a_over_fc = minreal( a_over_com*Gf );
```

5) نختبر استجابة h a، للأمر fc=fz_max

```
step( a_over_fc * fz_max  ، h_over_fc * fz_max)
```

وسنلاحظ ان قيم الزوايا h a القصوى أعلى من الذي افترضناه ، لذا نريد البحث عن قيمة fc التي لن تزيد قيم الزوايا h a القصوى عن الذي افترضناه ، نقدرها من الرسم ، ونعيد رسم الاستجابة عندها ،

```
step( a_over_fc * fc ، h_over_fc *fc )
```

ونتأكد أن المشكلة حُلَّت

وهذه القيمة يجب أن لا يُصدر الموجه أمر أعلى منها عند تلك السرعة ، ثم نحسب استجابة التسارع f_over_fc عند fc التي اعتمدناها

```
step(f_over_fc * fc)
```

ومن رسمة الاستجابة نقرر إن كان لا يزال بالإمكان الطيران عند هذه السرعة (مثلا أن يكون التسارع النهائي أكبر من g بمقدار مقبول ، حتى يطير الصاروخ على ارتفاع ثابت فوق سطح الأرض ، مع إمكانية القليل من الدوران) ، فإن كان الطيران ممكن ننتقل إلى دراسة التغير على استجابة العطوف (الخطوات التالية)

6) نكتب القيم التالية التي توصلنا إليها في التصميم للعطوف ،

```
St_star   a_star   R   ARt_star   a_   Ix    H
Gc   Gf
```

7) نحسب القيم الجديدة التالية

```
Cla_t_star = 2*pi*ARt_star/(2+sqrt(4+ARt_star^2*(1+Mach^2))) ;
Lx = -Q * Cla_t  * St * (R + a_/4)
Lp = -Q/U*(Cla_w*S*(R^2+R*A/2+A^2/12)+ Cla_t*St*(R^2+R*a_/2+a_^2/12)+
Cla_t_star*St_star*(R^2+R*a_star/2+a_star^2/12))
Ta = -Ix/Lp
p_over_x = tf( -Lx/Lp ، [Ta  1])
G = minreal ( -Gs * p_over_x * tf(1 ، [1  0]) )
G_close = feedback(G*Gc،H)
fi_over_fic = G_close*Gf
x_over_fic = minreal(tf([1  0]،1)*fi_over_fic/p_over_x)
```

8) نختبر استجابة fi

```
step(fi_over_fic)
```

ونرى إن كانت سرعة الاستجابة لا تزال مقبولة ، ثم نختبر استجابة xsi

```
step(x_over_fic)
```

ونرى إن كانت القمة لا تزال أقل من xsi القصوى التي صممنا لأجلها

مثال4

لو فرضنا أن سرعة الصاروخ انخفضت إلى 50 ، نريد دراسة أثر هذا التغير في السرعة

1) من مثال 1 نأخذ القيم التالية

```
ARw = 2;
ARt = 2;
CD0 = .1;
m  = 10;
g=9.8;
fz_max = 29.4;
l = 1;
lcp=.1;
lt = .5851
ro = 1.16;
S = .1343
St = .0697
A = .5182
B = .2591
Iy  =.625;
U = 50;
a = .2;
h = .1;
```

2) نكتب قيمة U الجديدة

```
U = 50
```

ثم نحسب التالي

```
Mach = U/343;
Cla_w = 2*pi*ARw/(2+sqrt(4+ARw^2*(1+Mach^2))) ;
Cla_t = 2*pi*ARt/(2+sqrt(4+ARt^2*(1+Mach^2))) ;
Q = .5*ro*U^2;
Cla = (S*Cla_w+St*Cla_w)/S;
  zw = -(Cla+CD0)*Q*S/m/U;
  zh = -(Cla_t*Q*St)/m;
  mw = -(lcp*Q*S*Cla)/U/Iy;
  mh = -(Cla_t * Q*St*lt)/Iy;
  mq = -(Cla_t * Q*St*lt^2)/Iy/U;
wn = sqrt(zw*mq-U*mw)
f_over_h = tf([zh  -(zh*mq) U*(mh*zw-mw*zh)] ،[1 -(zw+mq) (zw*mq-U*mw)]);
q_over_h = tf([mh (mw*zh-mh*zw)]،[1 -(zw+mq) (zw*mq-U*mw)]);
a_over_h = tf([zh (mh*U-zh*mq)]/U،[1 -(zw+mq) (zw*mq-U*mw)]);
qdot_over_h = tf([mh (mw*zh-mh*zw) 0]،[1 -(zw+mq) (zw*mq-U*mw)]);
```

3) نكتب القيم التي اعتمدناها في مثال2 لـــ

```
c= +.1;
Gs = tf(226.8 ، [ 1  180   32400]);
```

```
Ha = tf(1،1);
Gc = tf(1.7012*[ 1  8 ]، [ 1  52.0078] )
Gf = tf( 2.925 ، [.15  1] )
```

4) نحسب

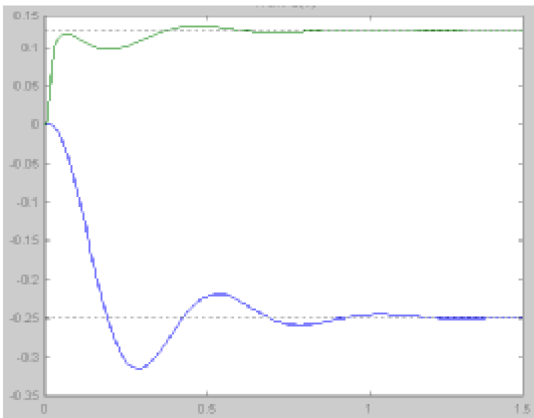
```
qdot_over_f = minreal(qdot_over_h/f_over_h)
G = minreal( Gs*f_over_h );
H = minreal( Ha*( 1-c*qdot_over_f ) );
f_over_com= feedback( minreal(G*Gc)،H) ;
h_over_com= minreal(f_over_com/f_over_h);
a_over_com= minreal(a_over_h*h_over_com);

f_over_fc = minreal( f_over_com*Gf );
h_over_fc = minreal( h_over_com*Gf );
a_over_fc = minreal( a_over_com*Gf );
```

5) نختبر استجابة h_over_fc a_over_fc عند أمر مقداره fz_max ،

```
step( a_over_fc * fz_max ، h_over_fc * fz_max)
```

فيظهر الرسم التالي



الشكل(34)

ومنه نلاحظ أن سرعة الاستجابة قلت

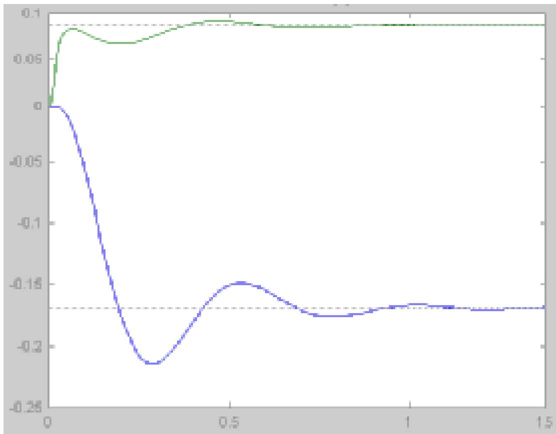
و أنه لو بقينا نصدر أمر مقداره fz_max ، فإن a ستكون أكبر من 2rad. و h أكبر من 1rad. ،

لذا نبحث عن fc التي لا يجوز للشخص الموجه أن يزيد عنها ، ومن الشكل السابق نقدر أنها حوالي ثلثي fz_max أي تقريبا

```
fc = 20
```

نتأكد من أن هذه القيمة مقبولة عن طريق إعادة الرسم عندها

```
step( a_over_fc * fc  ، h_over_fc * fc)
```



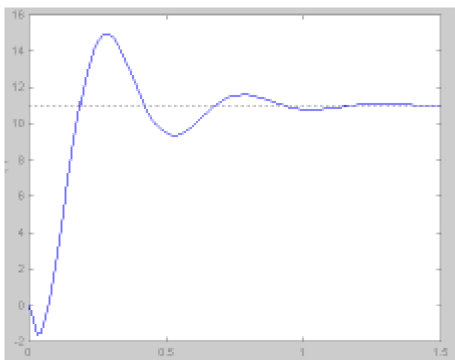
الشكل(35)

نلاحظ أنها مقبولة ،(لكن بقيت مشكلة سرعة الاستجابة التي انخفضت)

الآن نختبر استجابة f_over_fc عند هذه الـــ fc

```
step(f_over_fc * fc)
```

فيظهر الرسم التالي



الشكل(35)

نلاحظ من الرسمة أن قيمة التسارع النهائية هي حوالي 11 ، أي أكبر بقليل من g ،ولن نقبل بسرعة أقل من هذه السرعة أبدا.

ونلاحظ أن الاستجابة بطيئة

الخلاصة أن مواصفات الاستجابة للطيران العمودي قد ساءت عند انخفاض السرعة ، وحللنا بعض مشاكلها (مثل فكرة تقليل fc) ، وبقيت مشاكل أخرى (مثل انخفاض سرعة الاستجابة)، ولو قبلنا بهذا الوضع ننتقل إلى الخطوة التالية (اختبار العطوف)

6) نكتب القيم التالية التي توصلنا إليها في مثال3

```
St_star = .02;
a_star = .2;
R = .05;
ARt_star = 2;
```

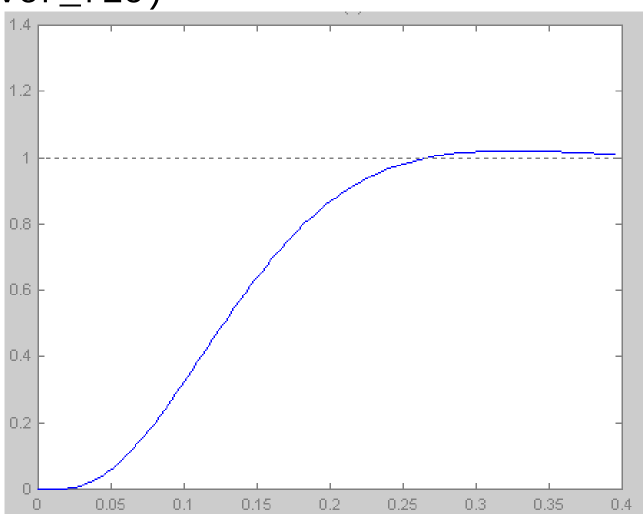
```
a_ = .3735
Ix = .0188
H = tf(1،1)
Gc = tf(25،1) Gf = tf(1،[.05 1])
```

7) نحسب القيم الجديدة التالية

```
Cla_t_star = 2*pi*ARt_star/(2+sqrt(4+ARt_star^2*(1+Mach^2))) ;
Lx = -Q * Cla_t  * St * (R + a_/4)
Lp = -Q/U*(Cla_w*S*(R^2+R*A/2+A^2/12)+ Cla_t*St*(R^2+R*a_/2+a_^2/12)+
Cla_t_star*St_star*(R^2+R*a_star/2+a_star^2/12))
Ta = -Ix/Lp
p_over_x = tf( -Lx/Lp ، [Ta  1])
G = minreal ( -Gs * p_over_x * tf(1 ، [1  0]) )
G_close = feedback(G*Gc،H)
fi_over_fic = G_close*Gf
x_over_fic = minreal(tf([1  0]،1)*fi_over_fic/p_over_x)
```

8) نختبر الاستجابة التالية

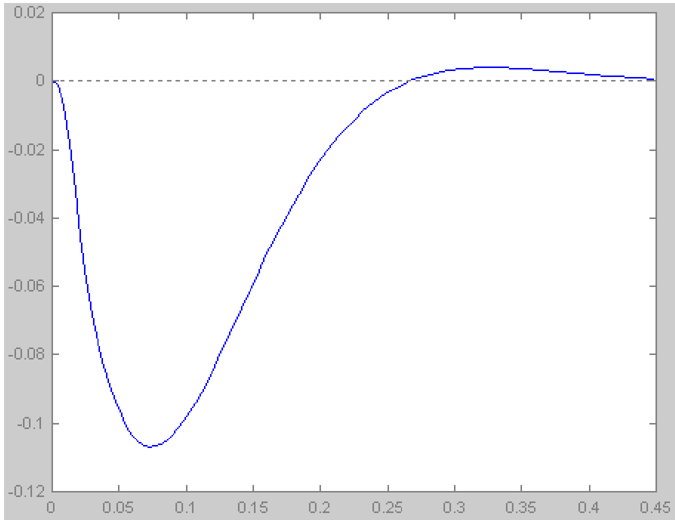
```
step(fi_over_fic)
```



الشكل(37)

ونلاحظ أن سرعة الاستجابة لا تزال مقبولة ، ثم نختبر الاستجابة

```
step(x_over_fic)
```



الشكل(38)

ونلاحظ أن قيمة القمة قريبة من 1rad. (x القصوى التي صممنا لها)،وهي مقبولة إذن استجابة العطوف لم تتأثر كثيراً
انتهى المثال

لاحظنا من المثال أن الاستجابة ساءت بسبب تغير U (وللعلم قدرت الزمن[1] الذي انخفضت فيه U من 75 إلى 50 فكان 1.7sec ، والمسافة المقطوعة[2] فكانت 200m) ،
وبعض الحلول لهذه المشكلة هي :

1. التصميم (من بداية هذه الوحدة) للسرعة المتوسطة (أي 62.5 في أمثلتنا)
2. استخدام معدلات رقمية تتغير صفاتها مع الزمن بصورة مناسبة
3. تقليل الاحتكاك ومقاومة الهواء قدر الامكان
4. تصميم محرك الدسر الصاروخي بطريقة تجعل هناك القليل من الاحتراق و الدسر (بعد الاحتراق الرئيسي) ، بصورة تكفي للتغلب على الاحتكاك والمقاومة الهوائية

---

[1] بواسطة المعادلة $t \sim \frac{2m}{r\,S\,C_D}\left(\frac{1}{U_f}-\frac{1}{U_i}\right)$ حيث

$C_D = C_{D0} + C_{Da} \approx C_{D0} + C_{la}\frac{a_{max}}{2}$ حيث r هي كثافة الهواء

[2] بواسطة المعادلة $\Delta x \approx t \times \frac{U_f + U_i}{2}$

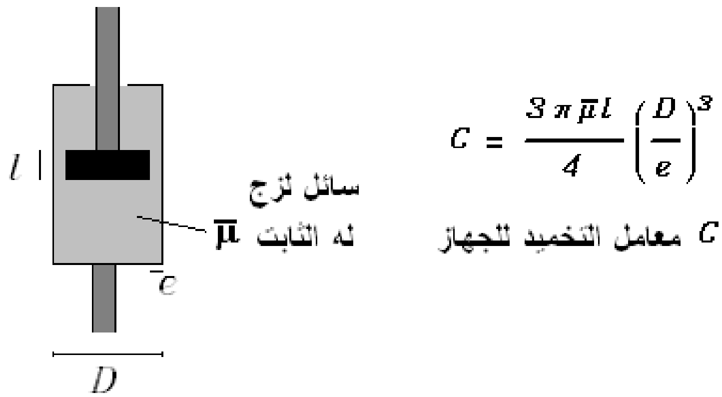
صناعة جهاز قياس التسارع

هناك عدة أنواع لمقاييس التسارع ، وسوف نشرح صناعة جهاز الـــ accelorometer ،لكن الموضوع بحاجة للمزيد من البحث

مقياس التسارع[1] يقيس التسارع ويعطي فرق جهد كهربائي ، ويتكون من زنبرك، وكتلة، وجهاز تخميد (fluid damper) ،ومجزئ جهد (potiniometer)

K ثابت الزنبرك، ويعتمد على طول الزنبرك ونوعه ،(ويمكن تعديل قيمته عن طريق وضع الزنبركات بجانب بعض أو فوق بعض أو....)

C معامل التخميد لجهاز التخميد (fluid damper) ، ومن الأمثلة عليه الشكل التالي[2]



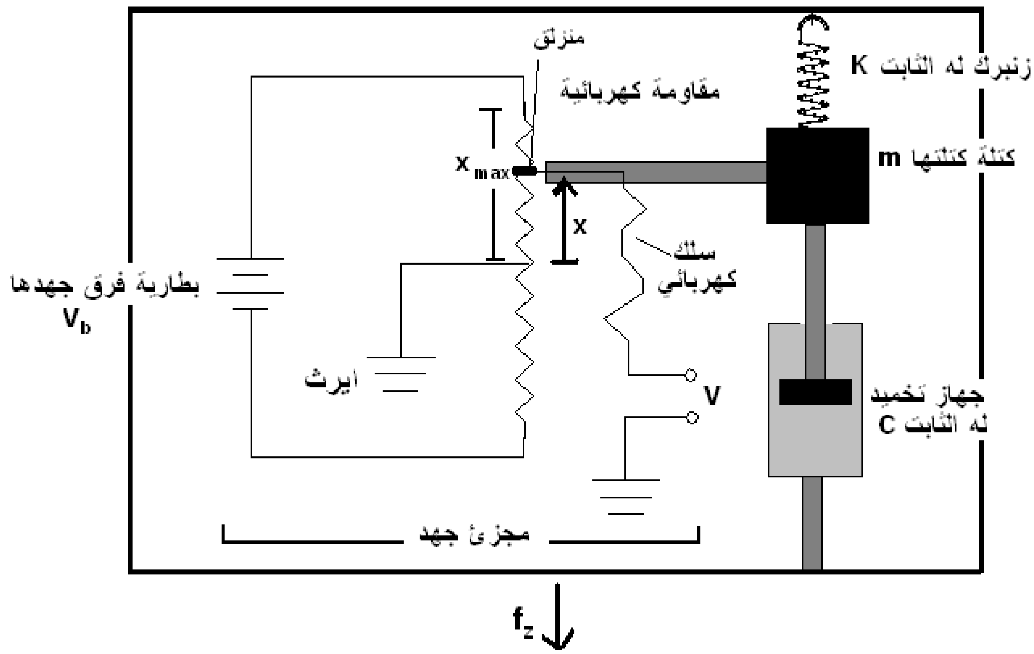
الشكل(39)

والشكل التالي يوضح مقياس التسارع الذي سوف نتكلم عنه ، والرموز مبينة فيه

---

1 أعني ال accelorometer

[2] ولا بد من الرجوع للكتب ذات العلاقة بالموضوع ،لصناعة جهاز تخميد أكثر فاعلية



الشكل(40)

واقتران التحويل له هو

$$H_a(s) = \frac{V_b}{2x_{\max}} \times \frac{1}{s^2 + \frac{C}{m}s + \frac{K}{m}}$$

حيث المدخل هو f_z [1] والمخرج هو V

ملاحظات :

- w_n m التي درسناها في وحدة4 ، تعطى بالعلاقات التالية

$$w_n = \sqrt{K/m}$$

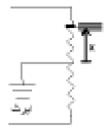
$$m = \frac{C}{2mw} = \frac{C}{2\sqrt{Km}}$$

- للحصول على استجابة سريعة ،فيجب أن تكون wn عالية (حيث) ،لكن المشكلة أن wn عالية تعني x صغيرة عند fz معينة (حيث $\left(\frac{x}{f_z}\right)_{\to\infty} = \frac{1}{w_n^2}$) وبالتالي قراءة

---

1 بل لو أردنا الدقة في الكلام ، المدخل هو $f_z - c\dot{q}$ ، كما بينا في درس التصميم للطيران العمودي (2)

مجزئ الجهد لن تكون دقيقية ،وتحل هذه المشكلة باستخدام نظام بكرات أو مسننات لربط الكتلة مع المنزلق بصورة تجعل ازاحة المنزلق أكبر من ازاحة الكتلة .

- ويجب أن تكون قيمة m قريبة من .7-.5 ، للحصول على استجابة جيدة
- $\frac{V}{V_b} = \frac{x}{2x_{max}}$
- المكان الصحيح لتوصيل الايرث مع المقاومة  ،هو ليس في نصف المقاومة ،بل عند نقطة استقرار الكتلة دون وجود تسارع ،وعندها يكون مرجع لـــ x

مثال5

صمم مقياس تسارع له $m \sim 0.6$ $w_n \sim 30$ ، حيث $\bar{m}$ [1] للزيت تساوي .07.

أحد الحلول:

نجرب زنبرك له $K = 90$

من المعادلة $w_n = \sqrt{K/m}$ نحسب الكتلة m،أي

$$m = \frac{K}{w_n^{\,2}} = \frac{90}{30^2} = 0.1Kg$$

ومن المعادلة $m = \frac{C}{2\sqrt{K\,m}}$،نحسب C ، أي

$$C = 2m\sqrt{K\,m} = 2*0.6*\sqrt{90*0.1} = 3.6$$

أم جهاز التخميد فنجرب له

$$l = 3cm = 0.03m$$

$$e = 1mm = 0.001m$$

ومن المعادلة $C = \frac{3p\bar{m}l}{4}\left(\frac{D}{e}\right)^3$، نحسب D ، أي

$$D = \sqrt[3]{\frac{4C}{3p\,\bar{m}\,l}}\ e = \sqrt[3]{\frac{4*3.6}{3p*0.07*0.03}} * 0.001 = 0.009m = 0.9cm$$

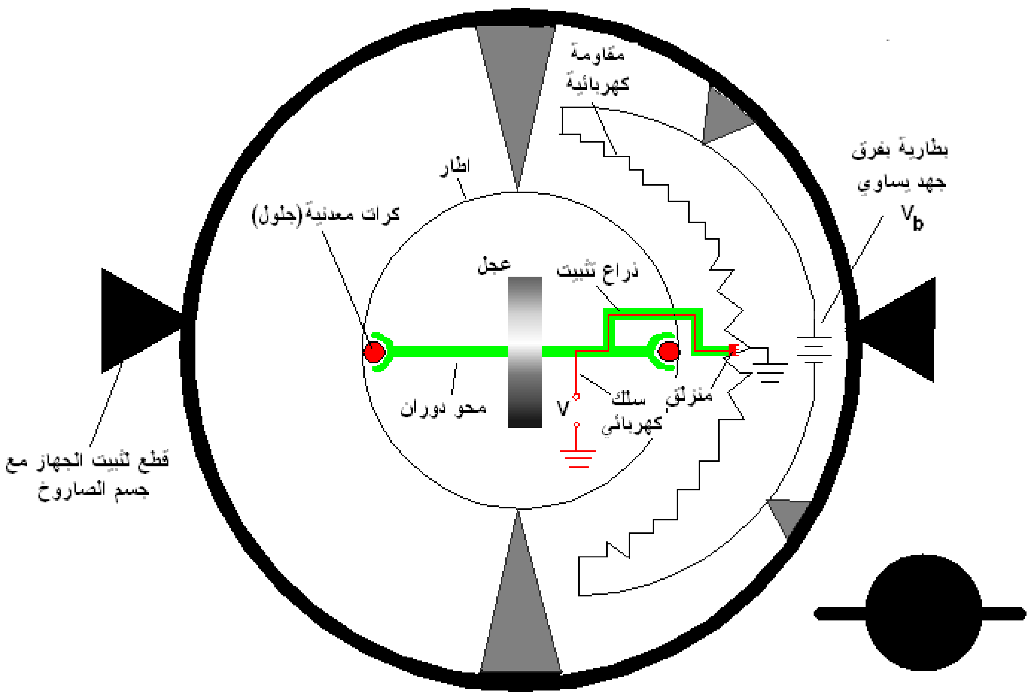
ثم نجرب الجهاز عمليا (إن قبلناه نظريا)، فقد يكون هناك بعض الأمور التي لم نأخذها بالحسبان.

---

[1] لاحظ أن $\bar{m}$ لا علاقة لها بـــ m

جايروسكوب العطوف (roll gyro)

وهو جهاز يستخدم لقياس زاوية انفتال الصاروخ حول محوره الطولي (الزاوية f) والشكل التالي يوضح نموذج لـــجايروسكوب العطوف ، وهو عبارة عن جسم (عجل أو كرة له moment of inertia (I) ،ويدور بسرعة زاويّة w حول محور الدوران[1]،هذا المحور حر الدوران خلال اطار (بواسطة استخدام كرات معدنية(جلول)) ،هذا الاطار مثبت مع الصاروخ (في الشكل التالي الاطار مثبت مع جسم الجهاز وجسم الجهاز مثبت مع الصاروخ من الداخل)



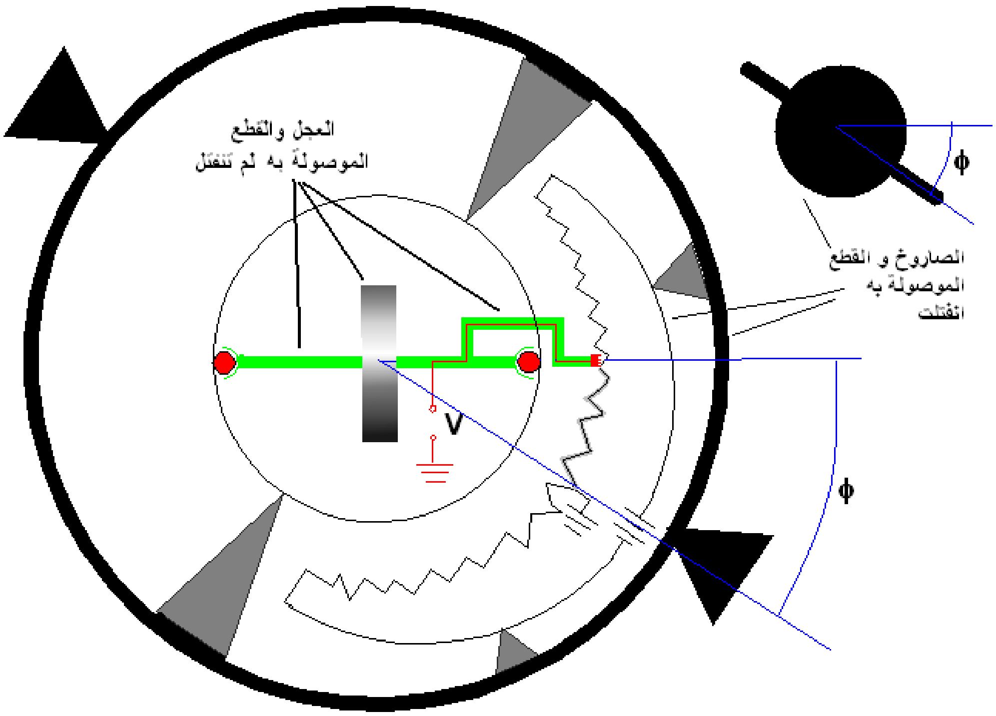
الشكل(41)

وعند انفتال الصاروخ حول محوره الطولي ،فإن العجل - والأجزاء المثبتة به- لا ينفتل بسبب زخمه الزاوي I*w [2] ، كما في الشكل التالي

---

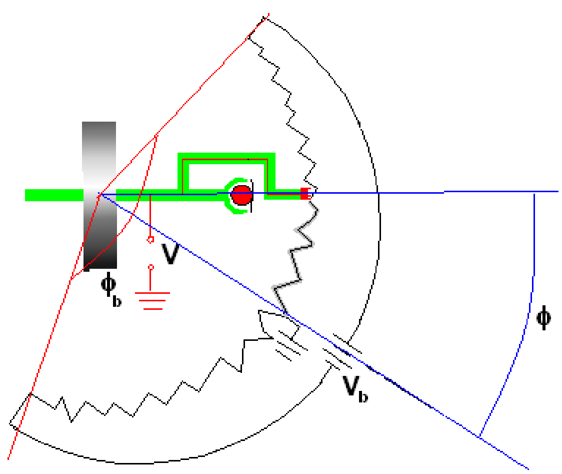
[1] سبب الدوران هو محرك كهربائي أو طرق أخرى ، وهو غير موضح في الشكل.

[2] ،حيث يعمل الزخم الزاوي نوع من المقاومة (القصور) للانفتال



الشكل(42)

فيقوم مجزئ الجهد بقياس فرق الجهد V الذي يتناسب مع الزاوية f ،كما في الشكل والمعادلة التالية



الشكل(43)

$$\frac{\phi}{V} = \frac{\phi_b}{V_b}$$

أي اقتران التحويل لجايروسكوب العطوف هو

$$H_g(s)=\frac{f_b}{V_b}$$

مشكلة الـــ drift

الوضع المثالي الذي شرحناه (عدم انفتال العجل ومحوره نهائيا عند انفتال الصاروخ) غير موجود، بسبب وجود احتكاك بين المحور والاطار .

فعند انفتال الصاروخ بزاوية معينة (0.4 rad مثلا) ، فإن العجل ينفتل بزاوي صغيرة (.02rad) بدل أن يبقى ثابت ، ثم تاتي المشكلة الحقيقية عند رجوع الصاروخ إلى الزاوية (0 rad) حيث قد لا يرجع العجل إلى الزاوية (0 rad) ،بل قد يرجع إلى زاوية (.01rad) ،أي أصبح لدينا خطأ في المرجع مقداره (.01rad)، وهكذا عند انفتال آخر، وهذه المشكلة تسمى drift .

ولا بد من حل هذه المشكلة [1] ،وبعض الحلول:

1. زيادة الزخم الزاوي I*w قدر الامكان
2. تقليل الاحتكاك بين المحور و الاطار قدر الامكان (جلول ، تشحيم ....)

لكن كل هذا سيقلل مشكلة الـــ drift ولن يلغيها لذا لا بد من الحل الأخير

3. أن يقوم الشخص الموجه بالتصرف ، فلو لاحظ دوران الصاروخ نحو اليمين بالرغم من عدم اصداره ذلك الأمر فهذا يعني وجود drift ، وكل ما عليه هو اصدار الأمر بالنفتال نحو اليسار بالمقدار الكافي .

ملاحظة : نظام التوجيه (فوق تحت يمين يسار) ↕↔ -الذي يكون فيه 4 أجنحة و4جنيحات و 4محركات- أفضل من نظام التوجيه(فوق تحت فتل) ↕↷ الذي نستخدمه هنا .

والسبب الرئيسي لعدم استخدامنا للنظام الأول هو مشكلة الـــdrift في الجايروسكوب ،حيث لو لاحظنا أن الصاروخ يطير جانبا بصورة خاطئة فإن الحل في نظام (فوق تحت فتل) هو اصدار أمرالفتل بالجهة المعاكسة ،أما في نظام (فوق تحت يمين يسار) فإن الحل هو اصدار أمرالفتل بالجهة المعاكسة إن كان السبب هو drift ، أو إصدار أمر الطيران بالجهة المعاكسة إن كان السبب هو الضغط على عصا التحكم بالاتجاه الخاطئ ، مما يربك الشخص الموجه.

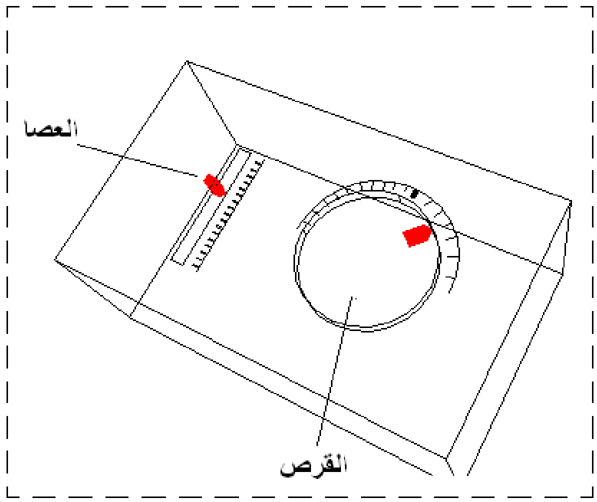
لذا عند صناعة جايروسكوب مهمل الـــ drift ،يمكن تعديل نموذجنا بكل بساطة إلى نظام (فوق تحت يمين يسار).

---

[1] جهاز الجايروسكوب مهم جدا في عملنا ، لذا لابد من دراسته وبحثه بصورة جيدة(أي من كتب أخرى)

التوجيه

الهدف من هذا الصاروخ هو اصابة هدف ثابت أو بطئ ،عن طريق توجيه بشري،بواسطة عصا التحكم المبينة في الشكل التالي



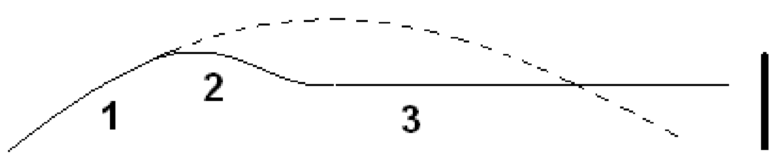
الشكل(44)

وأوامر التوجيه هي (فوق تحت فتل) أي ↕↷،حيث الأمر ↕ يضمن الارتفاع الصحيح ، والأمر يضمن الوضع الأفقي الصحيح (الحركة لليمين واليسار).

الأمر ↕

مثال على الأمر ↕

نطلق الصاروخ بزاوية مناسبة ثم نرسل له أوامر تجعله يسير على ارتفاع ثابت،كما في الشكل التالي

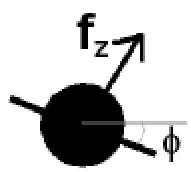


الشكل(45)

المنطقة1 : هي منطقة الطيران الحر (مرحلة الاحتراق)، وهي دون توجيه ، (ولو بقي الصاروخ يسير عليهادون توجيه لسار بالمسار المرسوم بالخط المتقطع)

المنطقة2 : أرسلنا الأمر ↕ بصورة كافية لتحضيره للمرحلة القادمة

المنطقة3 : ونعطي فيها الأمر ↑ fz = -g [1] ، أي قوة رفع مساوية للجاذبية حتى يطير على ارتفاع ثابت ،لكن مهما حاولنا فلن يطير على ارتفاع ثابت (إلا باستخدام نظام الدارة المغلقة بوجود جهاز داخلي لقياس الارتفاع،وهذا ما لن نفعله)،وذلك بسبب:

- قيمة الأمر fz = -g قد لا نستطيع ارسالها بدقة بواسطة عصا التحكم : قلت سيطيربالشكل ، ولو زادت سيطير بالشكل ،وقد تحل هذه المشكلة بجعل الأمر fz = -g يرسل من داخل الصاروخ.
- وجود سرعة ابتدائية : مثلا لو كانت fz = -g تماما ،لكن كان هناك سرعة ابتدائية للأسفل فإن الصاروخ سيطير بالمسار .
- مشكلة ال noise : وهي أن الأوامر الكهربائية (اللاسلكية خصوصا) لها دائما ذبذبة ،فالأمر fz = -g قد يصل بالصورة .
- الأمر يجعل قيمة fz بالاتجاه  وليس باتجاه الأعلى ، فلو كانت fz = -g تماما ودار الصاروخ بزاوية مقدارها f فالمركبة للأعلى ستنخفض للقيمة $-f_z * \cos(f) = -g\cos(f)$ ، فيجب عنها ارسال الأمر $f_z = \frac{-g}{\cos(f)}$

نستنتج أن الطيران على ارتفاع ثابت يحتاج إلى تدريب وخبرة،بالاضافة إلى تحسين مواصفات الأجهزة.

توجيه التسارع

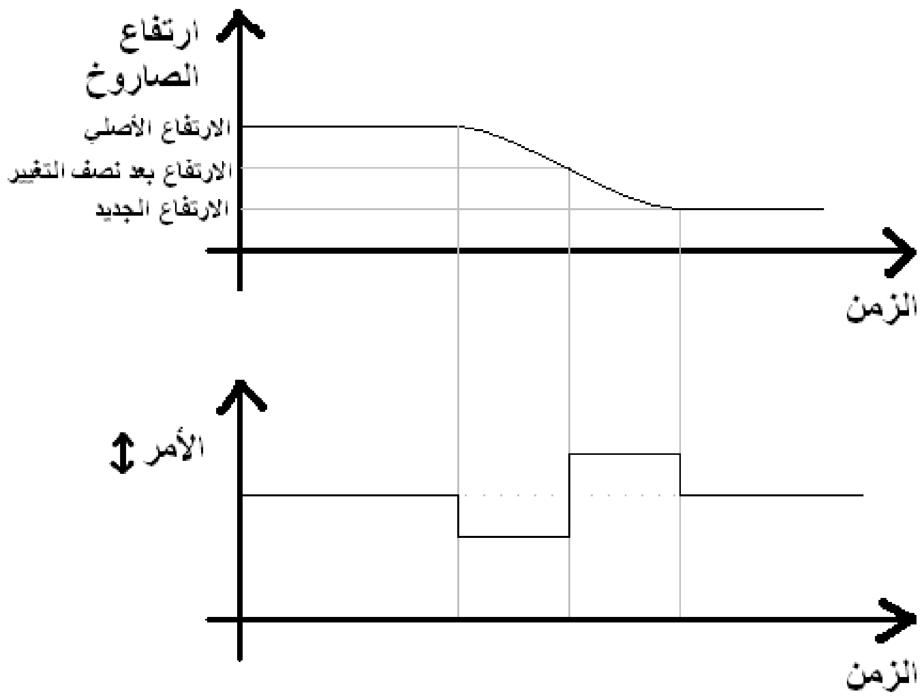
طريقة التوجيه التي نتبعها تسمى توجيه التسارع ،حيث ان الاوامر التي نرسلها هي أوامر التسارع fz .

تغيير الارتفاع

[1] -g وليس +g ،والسبب هو نظام المحاور الذي اتبعناه حيث المحور z للأسفل.

لنفرض أن عندنا صاروخ مثالي[1] ،نوجهه بواسطة طريقة توجيه التسارع ، وكان يطير على ارتفاع ثابت معين ،ثم أردنا خفض ارتفاعه بقيمة معينة(10م مثلا) ،ثم يتابع على هذا الارتفاع الجديد.

فالطريقة هي ارسال الأمر ↓ إلى أن يتم نصف التصحيح (ينزل 5م) ثم ارسال الأمر ↑ بنفس الزمن والمقدار السابق (الأمرين السابقين نضيفهم فوق الأمر fz=-g طبعاً) ،أنظر الشكل التالي .



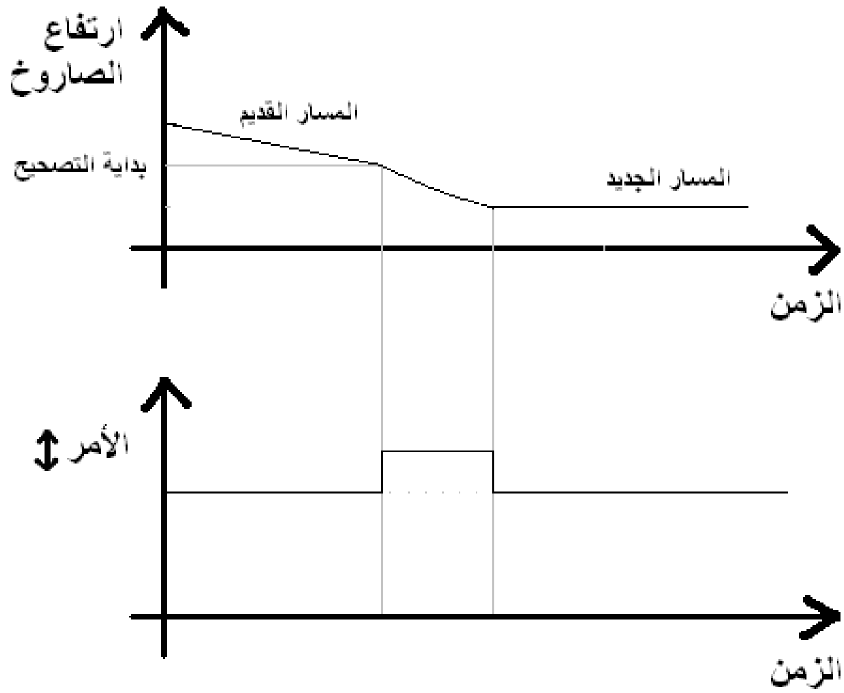
الشكل(46)

تصحيح الزاوية (فوق تحت)

لو كان عندنا صاروخ مثالي ، وعندنا fz=-g تماما ، لكن كان يطير إلى الأسفل (أو الأعلى) بخط مستقيم ، فالتصحيح المناسب هو الأمر ↓ [2] بمقدار وزمن مناسب (إلى أن يتم التصحيح أو قبلة بقليل)،كما هو مبين في الشكل التالي

[1] فوري الاستجابة دون أخطاء .....

[2] مضافا إلى الأمر الأصلي ↑ fz=-g



الشكل(47)

ويجوز استخدام أوامر غير ـ⊓ـ المبين في الشكل ، مثل الأمر أو الأمر ، أو أوامر أخرى ،المهم أنه عندما يتم التصحيح يلغى الأمر فوراً.

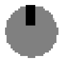
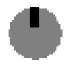
الأمر

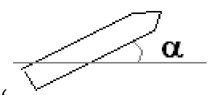
والهدف منه هو تحريك الصاروخ لليمين واليسار ،لاصابة هدف متحرك أو تصحيح الاتجاه لإصابة هدف ثابت ،بالاضافة إلى حل مشكلة الـــ drift لجايروسكوب العطوف.

ونفضل تقليل استخدام هذا الأمر قدر الامكان ، وعند استخدامه لا نبالغ في قيمة هذا الأمر لأسباب منها: *) مشكلة الـــ drift لجايروسكوب العطوف *) التسارع للأعلى سيصبح $f_z = \frac{-g}{\cos(f)}$ ،مما سيسبب مشاكل في الارتفاع كما بينا سابقا.

ونقلل الحاجة لهذا الأمر عن طريق التصويب الصحيح على الهدف الثابت ،وعلى المكان المتوقع للمتحرك ، واستخدام الأمر لتصحيح المسار فقط .

آلية التوجيه للأمر

- لو أردنا تحريك صاروخ مثالي يمينا بمسار موازي للمسار الأصلي نرسل الأمر  إلى أن يتم تصحيح نصف المسافة بين المسارين ، ثم نرسل الأمر  بنفس المقدار والمدة السابقة ، ثم نرجع القرص إلى وضعه الأصلي ،تماما كما شرحنا في الشكل(46)
- ولو أردنا تعديل الزاوية الأفقية لمسار الصاروخ ،فالطريقة هي الأمر  إلى أن يتم التصحيح، ثم الرجوع فوراً إلى  ، وذلك كما في الشكل(47) [1]

ملاحظة : طريقة التوجيه التي شرحاها تسمى توجيه التسارع ، وهناك طريق أسهل عمليا للتوجيه تسمى طريقة توجيه السرعة، لكن يلزمنا اضافة جهاز جايروسكوب موقع (position gyro)، من أجل قياس زاوية ميل الصاروخ a 

، واستخدام نظام الدارة المغلقة، ولن نفعل هذا إلى حين صناعة جايروسكوب موقع دقيق ،(وهو بالمناسبة نفس جايروسكوب العطوف لكن محور دورانه باتجاه المحور الطولي للصاروخ)

- - - - انتهى الكتاب - - - -

[1] ويجوز استخدام أوامر غير المبين في الشكل ، مثل الأمر أو الأمر ، أو أوامر أخرى ،المهم أنه عندما يتم التصحيح يلغى الأمر فوراً.

مفتاحي العام الثاني لبرنامج اسرار المجاهدين النسخة الثانية:

#---Begin Al-Ekhlaas Network ASRAR El Moujahedeen V2.0 Public Key 2048 bit---
pyHAf8xhSSD1F4oni8BCcTFtcU+Ab2H31KoW+zxRoPHBmEj9Lf
CyfQL6RZM8NtkMcBrS/hKaZl1EQ6Es6J37eA1VsG19HBwPj9dl
9IUCbJ15KJYt5DLDNN/iZj5EcMMPpSxtgSFwngxGjeJAJ1XCGs
uzNPmjrmgE/guFUlHC0Ncr+z94iJov5SYCfxZ46Tc2ZR1yTO1M
exblu6qD9+gv0Q8x0Box9wkiXgAXS9e+qQUuvjS7NG+epcXKkj
p1ua1C9Q8Kjzfbe7To6bwBN4XNYm0BAyPwTvLBUURojCZd2yMy
QiVi6lHeXoBZAqsl9xrFGCnf0Ybcf2/5iDe87IGMNIKPGDWk2X
U73juuxdTTYYJxTgS1tWazLsHVNByE3eLPp9whZb4NUhAgKjjQ
kgFxtMkfjCj3RcPFe4bLiTJ98U+otTLCKRMt93L7b7owGpW1Fs
Ln4puIVaRB4BsJAcPcoWYLxw01GtpAMUdWSmdtPjmJ1rMURm6B
sSvrBEs5mEcp/ObOGsPpaYmzNJCGrey8JvnSyasPudKEi5+umk
sx

#---End Al-Ekhlaas Network ASRAR El Moujahedeen V2.0 Public Key 2048 bit---